



ISSN 2075-6836

УЧРЕЖДЕНИЕ РОССИЙСКОЙ АКАДЕМИИ НАУК
ИНСТИТУТ
КОСМИЧЕСКИХ
ИССЛЕДОВАНИЙ
РАН

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

СБОРНИК ТРУДОВ

13–16 СЕНТЯБРЯ 2010 г., РОССИЯ, ТАРУСА,

ПОД РЕДАКЦИЕЙ
Г. А. АВАНЕСОВА

МЕХАНИКА, УПРАВЛЕНИЕ И ИНФОРМАТИКА

**МОСКВА
2011**

**All-Russian Scientific and Technological Conference
“Contemporary Problems of Spacecraft Attitude Determination and Control”**

Ed. H. A. Avanesov. Russia, Tarusa, 13–16 September, 2010

These are the Proceedings of the Second All-Russian Scientific and Technological Conference “Contemporary Problems of Spacecraft Attitude Determination and Control”. The conference was held at the Space Research Institute of the Russian Academy of Sciences in September 2010. Specialists of the space industry of Russia and the CIS presented the reports which reflected the actual situation in the field of the developments of orientation and navigation devices, television imaging systems for the spacecraft.

The Proceedings include major works from the reports represented at the conference.

**Вторая Всероссийская научно-техническая конференция
«Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов»**

Под ред. Г. А. Аванесова. Россия, Таруса, 13–16 сентября 2010 г.

Настоящий сборник трудов содержит материалы Второй Всероссийской научно-технической конференции «Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов», проведенной ИКИ РАН в сентябре 2010 года. Участие в конференции приняли специалисты предприятий космической отрасли России и ближнего зарубежья, доклады которых отразили современное положение дел в области разработки приборов ориентации и навигации, телевизионных съемочных систем космических аппаратов.

В сборник включены основные работы, представленные на конференции.

Редакционная коллегия: *Воронков С. В., Форш А. А., Антоненко Е. А.*

Редактор: *Корниленко В. С.*

Компьютерная верстка: *Комарова Н. Ю.*

Дизайн обложки: *Давыдов В. М., Захаров А. Н.*

Отдельные материалы даны в авторской редакции.

Содержание

Предисловие	6
Памяти друга, учителя и наставника Зимана Яна Львовича	9
Бесплатформенная астроинерциальная навигационная система авиационного применения	13
<i>Г. А. Аванесов, Р. В. Бессонов, В. А. Ваваев, Е. А. Мысник, А. Н. Куркина, Н. И. Снеткова, М. Б. Людомирский, И. С. Каютин, Н. Е. Ямщиков</i>	
Алгоритмы совместной обработки данных измерений звездных координаторов и микроэлектромеханических датчиков угловой скорости	36
<i>Г. А. Аванесов, Р. В. Бессонов, С. А. Дятлов, А. Н. Куркина, В. В. Сазонов</i>	
Результаты наземных испытаний микроэлектромеханических датчиков угловой скорости CRG20 И SiRRS01	49
<i>Р. В. Бессонов, С. А. Дятлов, А. Н. Куркина</i>	
Наземный эксперимент по синхронному определению параметров угловой инерциальной ориентации тремя приборами звездной ориентации БОКЗ-М	62
<i>А. В. Никитин, Б. С. Дунаев, В. А. Красиков</i>	
Результаты натурных испытаний прибора ориентации по звездам 329К	70
<i>В. М. Абакумов, В. В. Куняев, В. А. Овчинников, В. И. Федосеев</i>	
Результаты отработки звездного датчика 329К на динамическом стенде	78
<i>В. О. Князев, А. Н. Исаков, В. М. Абакумов, В. В. Куняев, В. И. Федосеев</i>	
Система навигации космического аппарата в межпланетном пространстве	84
<i>А. Н. Липатов, В. М. Линкин, О. Н. Андреев, В. С. Макаров, С. А. Антоненко, Г. В. Захаркин, Л. И. Хлюстова</i>	
Определение ориентации космических аппаратов, оборудованных лазерными ретрорефлекторами, на примере наноспутника REFLECTOR	91
<i>Р. Б. Немучинский, М. Ю. Овчинников</i>	
Определение геовертикали по наблюдению лимба Земли	100
<i>М. С. Тучин, А. И. Захаров, М. Е. Прохоров</i>	
Демпфирование угловой скорости спутника с использованием токовых катушек и солнечного датчика ориентации	111
<i>С. О. Карпенко, Д. С. Ролдугин</i>	

Оценка точности определения фазы импульса рентгеновского пульсара движущимся космическим аппаратом	118
<i>В. А. Арефьев, С. Н. Федотов, М. Н. Павлинский</i>	
Использование комплекса аппаратуры космической оптической линии связи для решения задач высокоточной автономной навигации и ориентации космического аппарата	129
<i>Б. В. Королёв, П. П. Кочергин</i>	
Прибор определения координат солнца БОКС-01	141
<i>А. И. Бакланов, Г. В. Бунтов, В. В. Жевако, А. С. Забиякин, Л. Ф. Кононова, В. А. Фокин</i>	
Автономный фасеточный солнечный датчик	149
<i>В. Д. Глазков</i>	
Фасеточные солнечные датчики и их возможности	160
<i>В. Д. Глазков</i>	
Орбитальный широкоугольный астрограф для получения изображений высокого астрометрического и фотометрического разрешения	174
<i>М. С. Чубей, А. В. Бахолдин, Г. И. Цуканова, В. С. Пашков</i>	
Мастер Каталог Международного проекта «Всемирная космическая обсерватория» (ВКО-УФ): астрономическая составляющая системы точного наведения телескопа Т-170	183
<i>Н. В. Чупина, А. Э. Пискунов, Н. В. Харченко, А. С. Шугаров</i>	
Экспериментальная проверка фотометрической системы Мастер Каталога и чувствительности макета системы датчиков гида проекта ВКО-УФ («Спектр-УФ»)	190
<i>А. С. Шугаров, С. В. Воронков, Н. В. Чупина, А. Э. Пискунов, Н. В. Харченко</i>	
Программно-аппаратные средства наземной отработки системы датчиков гида телескопа Т-170М	197
<i>Е. В. Белинская, С. В. Воронков, И. Ю. Катасонов, Е. В. Коломеец, В. А. Шамис</i>	
Средства наземной отладки астроприборов в составе комплексных стендов . . .	207
<i>С. В. Воронков, Б. С. Дунаев, А. В. Никитин, В. А. Шамис</i>	
Лабораторный стенд для отработки алгоритмов определения ориентации и навигации, основанных на обработке видеоизображений объектов и звездного неба	215
<i>С. П. Трофимов, Д. С. Иванов, Д. О. Нуждин, М. Ю. Овчинников</i>	
Разработка лабораторного стенда для отработки макета звездной камеры	226
<i>А. А. Дегтярев, С. С. Ткачев, Д. А. Мыльников</i>	
Лабораторное моделирование алгоритмов определения ориентации и управления ориентацией микроспутников.	239
<i>Д. С. Иванов, Д. О. Нуждин, К. В. Егоров</i>	
Разработка комбинированной светозащитной бленды звездного датчика	248
<i>О. В. Филиппова</i>	

Разработка программного комплекса, моделирующего работу бленд, используемых в оптико-электронных звездных датчиках	261
<i>М. Н. Котов, В. И. Крумкач, И. В. Куценко, А. И. Лимановский, А. Н. Ткаченко</i>	
Применение методов автоматизированного проектирования при разработке приборов	267
<i>А. Н. Лукин</i>	
Систематические и случайные ошибки определения положения фотоцентров звезд на матричных фотоприемниках	280
<i>А. И. Захаров, М. Г. Никифоров</i>	
Определение геометрических параметров многозональных сканирующих устройств МСУ-100, МСУ-50 на лабораторном стенде и в условиях полета космического аппарата «Метеор-М»	289
<i>А. В. Никитин, Б. С. Дунаев Т. В. Кондратьева, И. В. Полянский</i>	
Проверка характеристик камер телевизионной системы навигации и наблюдения по результатам натурных съемок	308
<i>Б. С. Жуков, С. Б. Жуков, Н. И. Снеткова, Т. Р. Теплухина</i>	
Радиометрическая калибровка камер телевизионной системы навигации и наблюдения	319
<i>С. Б. Жуков, Б. С. Жуков, В. А. Ваваев</i>	
Отработка режима «Посадка» телевизионной системы навигации и наблюдения	330
<i>Б. С. Жуков, Р. В. Гордеев, В. А. Гришин, С. Б. Жуков, Е. В. Коломеец</i>	
Верификация результатов процесса установления соответствия в алгоритмах телевизионной системы навигации и наблюдения, обеспечивающих информационную поддержку посадки на Фобос	338
<i>В. А. Гришин</i>	
Сжатие изображений репортажной съемки телевизионной системой навигации и наблюдения при посадке космического аппарата на Фобос	350
<i>И. М. Книжный</i>	
Анализ видеоизображений и управление манипуляторами в проекте ФОБОС-ГРУНТ	355
<i>А. А. Новалов, Р. А. Никитушкин, Л. А. Болдачева</i>	
Обнаружение движущихся объектов на изображениях, полученных со спутника «Ресурс-ДК1»	368
<i>Б. А. Алтатов, П. В. Бабаян, Л. Н. Костяшкин, О. В. Павлов, Ю. Н. Романов</i>	

Предисловие

Вторая всероссийская научно-техническая конференция «Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов» проводилась ИКИ РАН с 13 по 16 сентября 2010 г. в городе Таруса. В работе конференции приняли участие специалисты 13 предприятий космической отрасли России и ближнего зарубежья, общее количество докладов конференции составило 48. Тематика докладов охватывала вопросы, связанные с разработкой и оптимизацией характеристик приборов ориентации и навигации космических аппаратов, а также телевизионных съемочных систем. Доклады конференции были представлены в рамках работ трех секций и на пленарном заседании.

Пленарные доклады, подготовленные сотрудниками оптико-физического отдела ИКИ РАН, были посвящены вопросам многолетнего функционирования в космосе датчиков звездной ориентации семейства БОКЗ, а также результатам опытной эксплуатации комплекса многозональной спутниковой съемки на космическом аппарате (КА) «Метеор-М».

Секция «Приборы астроориентации и навигации космических аппаратов» объединила доклады, связанные с вопросами идеологии построения этих приборов и систем, новых конструкторских и программных решений, используемых при разработке приборов ориентации и навигации космических аппаратов.

В области создания астродатчиков, к которым, в частности, относятся звездные датчики семейства БОКЗ-М и солнечные датчики семейства ОСД (разработки ИКИ РАН), по-прежнему главенствуют тенденции уменьшения габаритно-массовых характеристик, повышения частоты выдачи информации, помехоустойчивости, расширения диапазона рабочих угловых скоростей. Важным направлением является создание интегрированных приборов из нескольких различных датчиков, каждый из которых дополняет друг друга при функционировании на борту КА. К примеру, к таким приборам относится разработанный в ИКИ РАН БОКЗ-МФ-01 — звездный датчик, включающий и датчики угловых скоростей. Помимо этого перспективной разработкой ИКИ РАН является блок формирования навигационной информации (БФНИ), в состав которого входят: солнечный датчик грубой ориентации, датчики угловых скоростей, приемник спутниковых навигационных систем GPS/ГЛОНАСС, магнитометр. Использование массива информации, поступающего от перечисленных датчиков, наравне с информацией об угловом положении космического аппарата, передаваемой от звездных датчиков по мультиплексному каналу обмена, позволяет прибору БФНИ определять с достаточно высокой точностью все параметры движения КА.

В ходе работы секции были представлены результаты разработок различных модификаций астроизмерительных приборов: звездный датчик для пикокосмиче-

ских аппаратов, астроинерциальная система авиационного применения, система датчиков гида (СДГ) ультрафиолетовой обсерватории, орбитальный астрограф и ряд других. Помимо этого были представлены приборы, определяющие параметры ориентации и навигации, с использованием информации от рентгеновских пульсаров, по результатам наблюдения лимба Земли, по положению Солнца в поле зрения и т. д.

В работе секции «Методы и средства наземной отработки оптико-электронных приборов» приняло участие наибольшее количество молодых специалистов. Часть докладов секции была посвящена вопросам разработки стендов, моделирующих условия работы астродатчиков и съемочных систем в космосе, и результатам отработки звездных приборов (БОКЗ-М, БОКЗ-МФ, разработки ИКИ РАН, и прибора 329К, разработки НПП «Геофизика-Космос») и солнечных датчиков (прибор ОСД, разработки ИКИ РАН), полученным на таких стендах.

Новым направлением развития наземных средств отладки астроприборов являются программно-аппаратные имитаторы — устройства на базе персональных компьютеров, реализующие математические модели работы приборов и имитирующие логическо-информационное взаимодействие приборов с бортовыми вычислительными средствами. На секции были представлены доклады, посвященные программно-аппаратным имитаторам СДГ и видеотракта БОКЗ-М60/1000.

В завершении работы секции были рассмотрены программные комплексы, позволяющие рассчитать параметры светозащитных блендов для датчиков звездной ориентации, а также представлена методология использования средств автоматизированного проектирования при разработке приборов космического назначения.

Последняя, третья, секция — «Съемочные системы в научных космических проектах» — объединила доклады соответствующей тематики, основное место среди которых было уделено камерам телевизионной системы навигации и наблюдения (ТСНН), предназначенной для использования в проекте ФОБОС-ГРУНТ. Были рассмотрены вопросы проверок характеристик камер ТСНН, их калибровки, отработки различных режимов функционирования. Кроме того, в секции были представлены доклады, касающиеся методов анализа изображений, получаемых с различных съемочных систем и космических аппаратов.

Участие в работе конференции позволило специалистам различных предприятий и организаций поучаствовать в диалоге, обсудить большой круг насущных проблем и задач, стоящих как перед разработчиками приборов, так и перед их заказчиками. Несомненным плюсом является тот факт, что в работе конференции приняло участие большое количество молодых специалистов, аспирантов и студентов старших курсов.

В настоящий сборник вошли работы, подготовленные авторами на основе представленных на конференции докладов. Часть статей сборника представлена в авторской редакции.

Сборник представляет интерес для специалистов, основная деятельность которых связана с разработкой, созданием, эксплуатацией приборов и систем ориентации и навигации космических аппаратов.

В ИКИ РАН ранее были выпущены следующие сборники:

1. Современные и перспективные разработки и технологии в космическом приборостроении: Сборник докладов выездного семинара / Под редакцией Р. Р. Назирова. 25–27 марта 2003 года. М.: ИКИ РАН, 2003.

2. Вопросы миниатюризации в современном космическом приборостроении: Сборник докладов выездного семинара / Под редакцией Р. Р. Назирова. 2–4 июня 2004 года. М.: ИКИ РАН, 2005.
3. Космическое приборостроение. Координатно-временные системы с использованием космических технологий. Приборы для космических исследований планет и Земли: Сборник трудов по результатам выездного семинара / Под редакцией Р. Р. Назирова. 7–9 июня 2006 года. М.: ИКИ РАН, 2007.
4. Современные проблемы определения ориентации и навигации космических аппаратов: Сборник трудов Всероссийской научно-технической конференции. 22–25 сентября 2008 года. М.: ИКИ РАН, 2009. Серия «Механика, управление и информатика».
5. Первые этапы летных испытаний и выполнение программы научных исследований по проекту КОРОНАС-ФОТОН: Труды рабочего совещания. 22–24 апреля 2009 года. М.: ИКИ РАН, 2010. Серия «Механика, управление и информатика».
6. Труды семинара по вычислительным технологиям в естественных науках. Выпуск 1. Вычислительная физика / Под редакцией Р. Р. Назирова. Таруса, 11–13 февраля 2009 года. М.: КДУ, 2009.
7. Методы нелинейного анализа в кардиологии и онкологии. Выпуск 2. Физические подходы и клиническая практика / Под редакцией Р. Р. Назирова. 2010. М.: КДУ, 2010.
8. Труды семинара по вычислительным технологиям в естественных науках. Выпуск 3. Вычислительная химия и биология / Под редакцией Р. Р. Назирова. Таруса, 3–5 июня 2009 года. М.: КДУ, 2010.
9. Техническое зрение в системах управления мобильными объектами-2010: Труды научно-технической конференции-семинара. Выпуск 4. / Под редакцией Р. Р. Назирова. Таруса, 16–18 марта 2010 года. М.: КДУ, 2011.
10. Вычислительные технологии в естественных науках. Системы глобального масштаба / Под редакцией Р. Р. Назирова, Л. Н. Щура. М.: ИКИ РАН, 2011. Серия «Механика, управление и информатика».

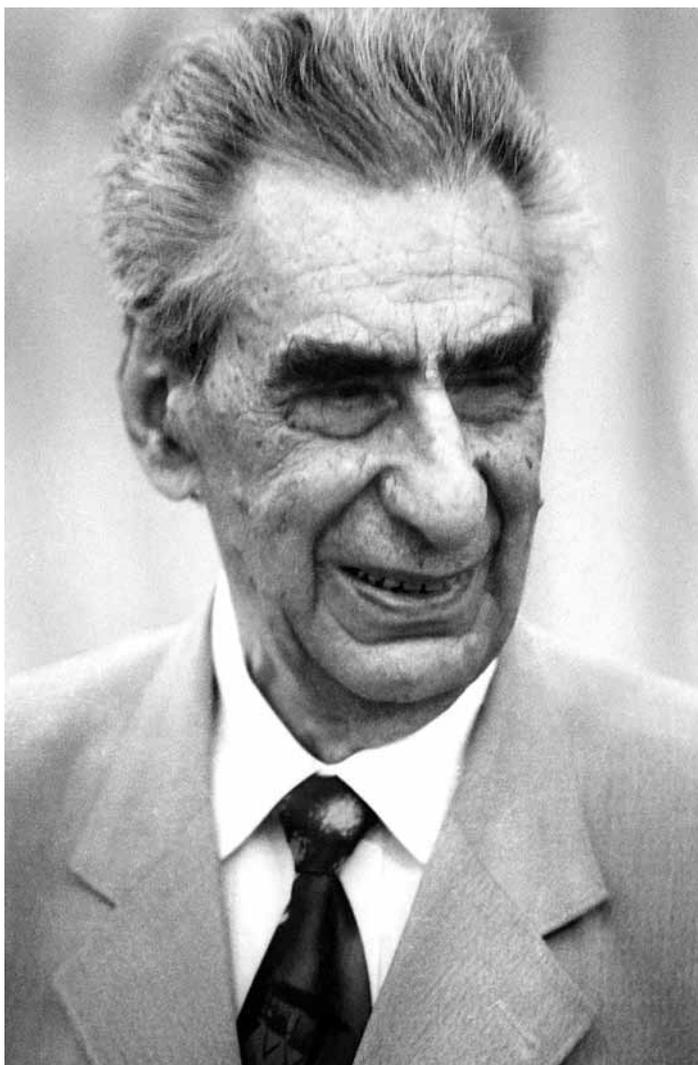
ПАМЯТИ ДРУГА, УЧИТЕЛЯ И НАСТАВНИКА ЗИМАНА ЯНА ЛЬВОВИЧА

21 августа 2009 года, на 87-м году жизни, остановилось сердце одного из старейших научных сотрудников Института, участника Великой Отечественной войны, кавалера четырех боевых орденов и четырнадцати медалей, почетного штурмана гражданской авиации, лауреата Государственной премии СССР, заслуженного деятеля науки России, доктора технических наук, профессора ЗИМАНА ЯНА ЛЬВОВИЧА.

Ян Львович пришел в институт в 1967 году в расцвете сил, имея за плечами опыт штурмана бомбардировочной авиации с почти четырьмя сотнями боевых вылетов, высшее образование, полученное в МИИГАиК, большой стаж преподавательской работы и научных исследований в области космоса. Его кандидатская диссертация, защищенная в МИИГАиК, была посвящена вопросам выбора орбит для спутников дистанционного зондирования Земли и координатной привязки материалов съемки, что было актуально и для нового места работы.

Уже спустя пять лет, в 1972 году, Ян Львович создает в институте отдел исследования Земли из космоса. Поражает число и масштаб работ, выполненных отделом в самые первые годы его существования. Практически сразу в воздух поднимается самолет-лаборатория, предназначенный для моделирования съемок из космоса. На борту самолета находятся самые современные на тот момент времени многозональные фотографические и оптико-электронные приборы видимого и ближнего ИК-диапазонов электромагнитного спектра, сканирующие радиометры теплового ИК-диапазона, система цифровой магнитной записи информации. Чтобы обеспечить работу самолета-лаборатории в финансовом отношении Ян Львович от имени института заключает договора с полутора десятками академических и отраслевых институтов, занимающимися науками о Земле, и организует съемки на полигонах страны в их интересах.





Ян Львович Зиман в день своего восьмидесятилетия

Инициатива получает поддержку Государственного комитета по науке и технике, который уже в 1974 году выделяет ИКИ целевое финансирование на постоянную аренду нового, специально предназначенного для аэрофотосъемки самолета Ан-30, который далее в течение десяти лет эксплуатируется институтом для решения научно-методических и отраслевых задач исследования объектов земной поверхности на территории как СССР, так и социалистических стран.

Тогда же, в начале 1970-х годов, отдел начинает подготовку эксперимента «Радуга». Специально для него Народным предприятием Карл-Цейсс Иена в ГДР разрабатывается многозональный фотоаппарат МКФ-6 и другое специальное оборудование. В 1976 году эксперимент «Радуга» осуществляется на пилотируемой станции «Союз». Годом раньше Ян Львович организывает и проводит в подмосковном пансионате академии наук первую в стране школу-семинар по проблеме дистанционного зондирования Земли из космоса.

В середине семидесятых годов отдел начинает готовить новый космический эксперимент — «Фрагмент». Для него силами института и его СКБ в городе Фрунзе разрабатывается очень сложное для того времени многозональное сканирующее устройство. В 1980 году этот эксперимент начинается и ведется на протяжении почти четырех лет на борту космического аппарата «Метеор-Природа», созданного Всесоюзным научно-исследовательским институтом электро-механики.

В том же десятилетии реализуются и другие важные инициативы Яна Львовича. В 1975 году создается новая рабочая группа по дистанционному зондированию Земли при Совете «Интеркосмос». В 1980 году он как ответственный редактор начинает выпускать в свет новый академический журнал «Исследования Земли из космоса».

1980 год неожиданно становится переломным, как в жизни самого Яна Львовича, так и созданного им отдела. Волна успешного развития работ в области дистанционного зондирования Земли, имевшая широкий резонанс в стране и за ее пределами, неожиданно разбилась об непреодолимое препятствие. Руководство ИКИ сочло необходимым переориентировать свое успешно работающее подразделение на совершенно иную тематику. Формально она могла классифицироваться как дистанционное зондирование, но относилась уже не к Земле, а к малым телам Солнечной системы. Спорить не приходилось. Времена были безгласными, и выбор состоял лишь в том, сохранить отдел и заняться другим делом, или похоронить его и разбежаться в разные стороны.

Здесь стоит принять во внимание те принципы, которые заложил Ян Львович в сформированный им коллектив, и ту атмосферу в нем, что была им создана и искусно поддерживалась. Все это можно выразить в двух словах: профессионализм и товарищество. Сотрудники отдела в своем большинстве были настоящими специалистами, а их профессиональные возможности многократно усиливались дружескими, благожелательными отношениями между собой. Коллектив воспринимал себя как единый организм и не захотел стать самоубийцей.

Переход на новую тематику дался нелегко. Для многих сотрудников отдела это было крушением и личных творческих планов, которые всегда тесно увязаны со стабильностью тематики, с годами нарабатываемыми контактами с другими специалистами и предприятиями. Кому-то это может казаться лирикой, но дело обстоит именно так, а не иначе. Все надо было начинать сначала.

Новыми объектами исследований в порядке очередности становится ядро кометы Галлея, спутник Марса Фобос, а потом и сам Марс. Для каждого из них отдел успешно создавал исследовательские научные комплексы, постепенно появлялись и новые интересы, что вполне естественно. Однако можно уверенно сказать, что, несмотря на несомненные успехи на новом поприще, ностальгия по старой тематике сохраняется в отделе и теперь, спустя почти тридцать лет.

В 1988 году Ян Львович совершил еще один беспрецедентный для ИКИ поступок. По собственной инициативе он передал руководство отделом более молодому человеку, а сам, сосредоточившись исключительно на научной работе, по сути, остался его духовным лидером.

В последующие два десятилетия Ян Львович продолжал активно работать. Много писал, готовил молодежь к самостоятельной творческой работе, выступал на конференциях и крупных совещаниях. В 2004 году он выпустил книгу воспоминаний о своем военном прошлом «Моя опаленная юность».

До самых последних дней, хорошо сознавая состояние своего здоровья, Ян Львович сохранял живой интерес к работе отдела, продолжая жить его жизнью...

*Коллектив отдела оптико-физических
исследований ИКИ РАН*

БЕСПЛАТФОРМЕННАЯ АСТРОИНЕРЦИАЛЬНАЯ НАВИГАЦИОННАЯ СИСТЕМА АВИАЦИОННОГО ПРИМЕНЕНИЯ

Г. А. Аванесов¹, Р. В. Бессонов¹, В. А. Ваваев¹, Е. А. Мысник¹,
А. Н. Куркина¹, Н. И. Снеткова¹, М. Б. Людомирский²,
И. С. Каютин², Н. Е. Ямщиков²

¹ Учреждение Российской академии наук

Институт космических исследований РАН (ИКИ РАН), Москва

² Научно-производственная компания «Электрооптика», Москва

В работе рассматриваются проблемы создания астроинерциальной навигационной системы (АИНС) авиационного применения, основанной на высокоточной бесплатформенной инерциальной навигационной системе (БИНС) и астрокорректоре, способном визировать звезды и определять по ним параметры трехосной ориентации, в том числе в условиях дневной освещенности. Особенность астрокорректора заключается в широком поле зрения оптико-электронной системы, в котором удается визировать группу звезд в любом участке небесной сферы, а в результате отказаться от механической системы наведения, используемой в существующих аналогах АИНС.

Ключевые слова: астроинерциальная навигационная система, автономная навигация самолета, бесплатформенный астродатчик авиационного применения.

Существуют задачи, требующие высокоточных навигационных измерений, выполняемых полностью автономными средствами, установленными на борту самолета. Традиционно такими средствами являются инерциальные навигационные системы (ИНС), чувствительные элементы которых, измеряя приращения углов и линейной скорости, позволяют определить все параметры ориентации и навигации. Однако любой, даже самой высокоточной, ИНС присуще накопление ошибок траекторных измерений с течением времени. Поэтому для автономной коррекции ошибок ИНС требуется построение альтернативных средств, способных измерять направления на естественные астроориентиры, например звезды. Трудность при разработке таких средств заключается в необходимости регистрации звезд, в том числе при дневных условиях освещения.

Задача круглосуточного наблюдения звезд в навигационных целях в предшествующие десятилетия решалась путем наведения и длительного удержания оптико-электронных инструментов в направлении на наиболее яркие звезды с помощью гиросtabilизированных платформ. В настоящей работе решается задача создания полностью бесплатформенной астроинерциальной навигационной системы

Аванесов Генрих Аронович — главный научный сотрудник, доктор технических наук, E-mail: genrikh-avanesov@yandex.ru.

Бессонов Роман Валерьевич — заведующий отделом, кандидат технических наук, E-mail: besson777@rambler.ru.

Ваваев Владимир Александрович — старший научный сотрудник, кандидат технических наук, E-mail: va@vavaev.ru.

Мысник Евгений Александрович — программист, E-mail: pitonsensor@mail.ru.

Куркина Анна Николаевна — программист, E-mail: kurkinaan@mail.ru.

Снеткова Наталья Ивановна — ведущий программист.

Людомирский Максим Борисович — главный инженер, E-mail: optica@aviel.ru.

Каютин Иван Сергеевич — инженер, E-mail: kayutin@mail.ru.

Ямщиков Николай Евгеньевич — программист, E-mail: n.yam@mail.ru.

(АИНС) авиационного применения, не требующей наведения. Оптико-электронный астрокорректор в бесплатформенной АИНС должен визировать группу звезд, идентифицировать их в бортовом звездном каталоге и в результате определять параметры трехосной ориентации при полете на высотах не менее 10 км в любое время суток. Авиационный звездный датчик должен работать совместно с высокоточной бесплатформенной инерциальной системой (БИНС), периодически корректируя ее ошибки и получая от нее априорную информацию об ориентации.

Предполагается, что АИНС (рис. 1) будет состоять из астровизирующего устройства (АВУ) и БИНС, основанной на высокоточных лазерных гироскопах и кварцевых акселерометрах. АВУ может состоять из одной или нескольких (не более трех) цифровых оптико-электронных астрокамер, блока обработки и вторичного источника питания (ВИП). В результате АИНС должна полностью автономно вычислять углы ориентации и параметры местоположения самолета.

Наиболее современным аналогом АИНС можно считать разработку американской корпорации Northrop Grumman, которая позиционирует свою авиационную систему LN-120G (Stellar-Inertial Navigation System) как самую точную в мире по указанию курса. В состав LN-120G входят высокоточные лазерные гироскопы, кварцевые акселерометры и астровизир с механическим приводом, обеспечивающим наведение на 57 наиболее ярких звезд до 2-й звездной величины.

Для функционирования бесплатформенной АИНС, не имеющей устройства наведения и требующей наблюдения группы из двух-трех звезд в поле зрения системы при любой ее ориентации, требуется различать гораздо более тусклые звезды. На рис. 2 (см. с. 15) показана зависимость требуемой чувствительности прибора от его поля зрения, полученная сканированием звездного каталога SAO. Из данных рис. 2 видно, что даже при широком поле зрения системы в 30° АВУ придется различать звезды до 5-й звездной величины. Таким образом, исключение из

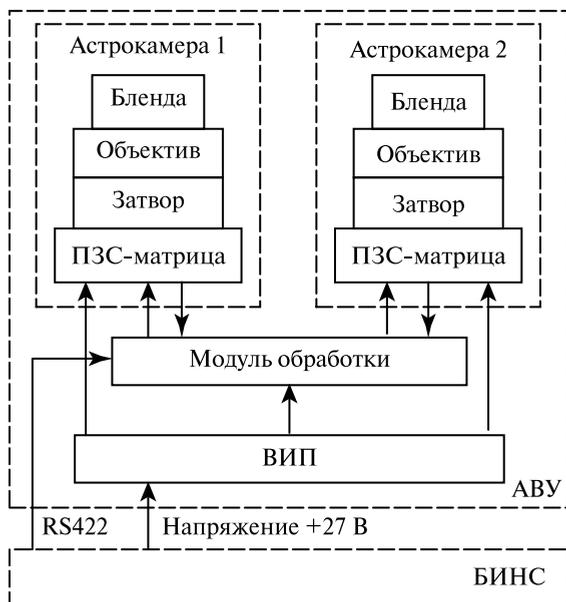


Рис. 1. Структурная схема БИНС — АВУ

АИНС механического устройства наведения вызывает необходимость работы со звездами, яркость которых в 30...15 раз меньше, чем у звезд 2-й величины. Кроме того, возникают технологические трудности в части как оптики, так и чувствительных элементов при переходе от узкопольной астровизирующей системы с наведением к широкоугольному бесплатформенному аналогу.

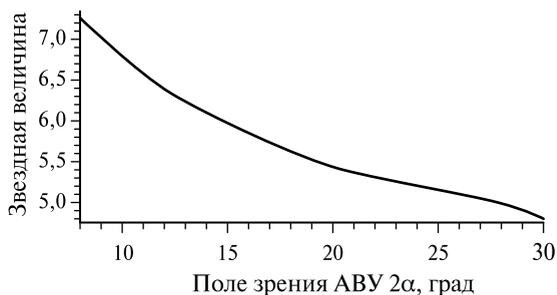


Рис. 2. Требуемая чувствительность АВУ в зависимости от его поля зрения

Возможность регистрации звезд на изображении участка небесной сферы и точность определения параметров ориентации по этим снимкам зависит от отношения полезного сигнала от звезды к шуму фона. Шум фона складывается из электронного и теплового шума видеотракта, фотонного шума от боковой засветки Солнца после подавления ее блендой и фотонного шума, вызванного рассеянным светом в столбе атмосферы, находящемся в поле зрения камер АВУ. Так как электронный шум в современных оптико-электронных приборах составляет единицы и десятки электронов, тепловой шум устраняется охлаждением матрицы ПЗС, а боковая засветка может быть устранена блендой (коэффициент подавления бленды определяется ее габаритами), то основным источником шума можно считать рассеянный свет в столбе атмосферы, находящемся в поле зрения прибора.

На рис. 3 показано, как сигнал от звезды тонет в шумах при увеличении уровня фона. Исходя из теоретических основ фотометрии можно считать, что среднеквадратическое отклонение (с. к. о.) фотонного шума есть корень квадратный из уровня самого фона, выраженного в фотоэлектронах.

Для регистрации звезды на изображении необходимо, чтобы уровень сигнала в самом ярком пикселе звезды превышал уровень хотя бы в 3...5 с. к. о. шума, т. е. отношение сигнал/шум (S/N) превышало единицу:

$$S/N = \frac{Q_3}{3\sqrt{Q_\phi}}$$

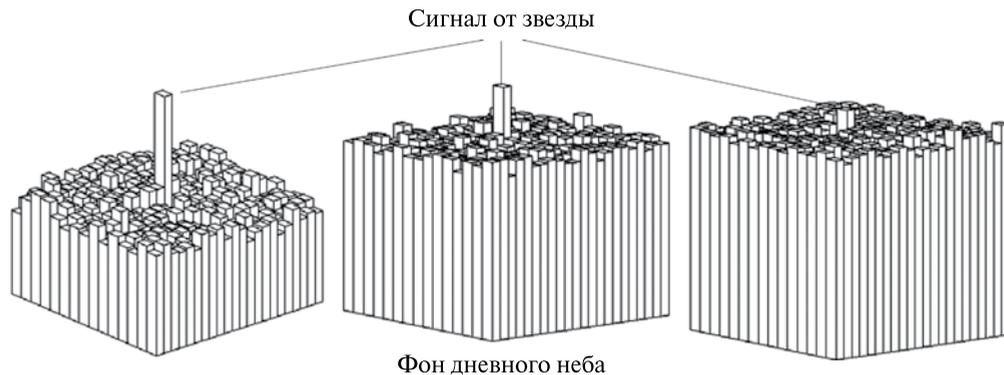


Рис. 3. Изображение звезды на фоне дневного неба, полученное с ПЗС-матрицы

где Q_3 — количество фотоэлектронов в самом ярком пикселе звезды; Q_ϕ — количество фотоэлектронов, образованных в пикселях ПЗС-матрицы фоновым излучением.

Из представленного выражения следует, что отношение сигнал/шум растет пропорционально квадратному корню из величины экспозиции, т.е. чем больше фотоэлектронов будет собрано камерой АВУ, тем выше будет отношение сигнал/шум для звезд на кадре. Экспозиция, в свою очередь, ограничена потенциальной ямой ПЗС, временем накопления сигнала, входным отверстием объектива, квантовой чувствительностью ПЗС и пропускной способностью оптической системы. Заметим, что накопление сигнала, обеспечивающего достижение требуемого отношения сигнал/шум, может происходить как аналоговым путем в потенциальной яме ПЗС, так и с помощью цифрового сложения серии кадров в модуле обработки.

Одним из основных параметров, определяющих способность АВУ визировать звезды на ярком фоне, является угловое разрешение астрокамер. Увеличение углового разрешения позволяет уменьшить фоновое излучение на пиксел пропорционально квадрату углового размера элемента разрешения. При этом, сохранив способность оптической системы собирать свет от звезды в один пиксел, удастся существенно повысить отношение сигнал/шум. Заметим, что угловое разрешение зависит как от размера пиксела ПЗС и фокусного расстояния, так и от способности объектива сфокусировать энергию от точечного источника. При ограниченном угловом разрешении объектива уменьшение размера пиксела становится неэффективным и практически не приводит к увеличению углового разрешения всей оптико-электронной системы.

Другим, не менее важным, параметром АВУ является его поле зрения. Очевидно, чем шире поле зрения, тем более яркие звезды удастся регистрировать (см. рис. 2). На рис. 4 показана зависимость полезного сигнала звезд от поля зрения. Видно, что увеличение поля зрения АВУ с 8 до 30° приводит к увеличению полезного сигнала на порядок.

Следующим ключевым условием, позволяющим повысить отношение сигнал/шум, является работа АВУ в красной и ИК-области спектра излучения. Более наглядно это видно на рис. 5 и 6 (см. с 17), где представлены спектральные светимости звезд нулевой величины и спектральная яркость атмосферы. Из данных рис. 6 видно, что спектральная яркость атмосферы сильно падает с увеличением длины волны. Это объясняет голубой цвет нашего неба для стандартного человеческого глаза.

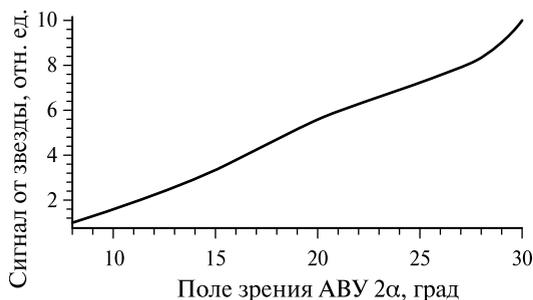


Рис. 4. Зависимость светимости звезд от поля зрения АВУ

Для снижения фонового сигнала целесообразно вырезать из спектра чувствительности оптического тракта область максимального спектра излучения атмосферы, используя красный фильтр. Например, при использовании фильтра КС14, отсекающего область спектра менее 6000 Å, отношение сигнал/шум увеличивается в 3,2 раза для «красных» звезд класса К и в 2 раза для «синих» звезд класса А. При этом



Рис. 5. Спектральная светимость звезд нулевой величины

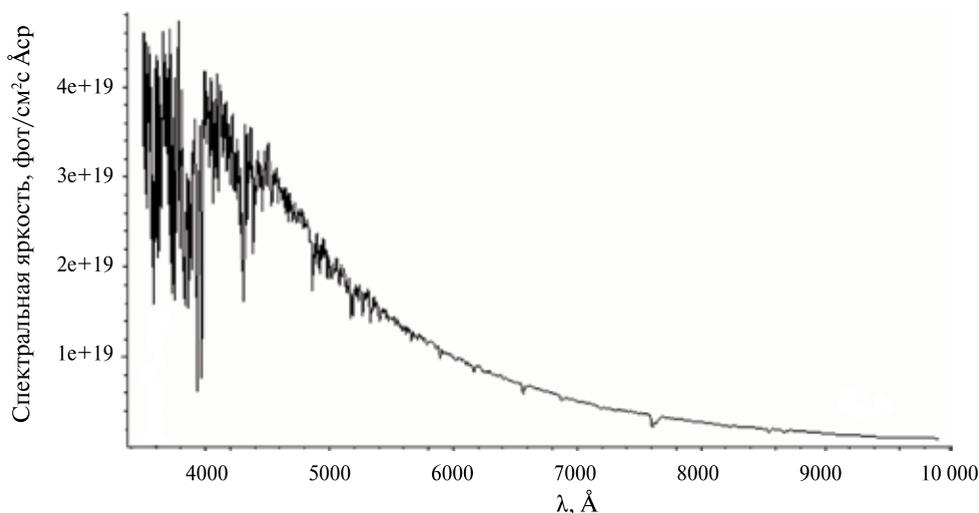


Рис. 6. Спектральная яркость атмосферы на высоте 10 км и при угле Солнца 40° к месту наблюдения

время экспонирования должно быть увеличено в 4,2 раза для получения того же уровня фонового сигнала на кадрах. Использование фильтра с полосой пропускания выше 9000 Å позволяет повысить отношение сигнал/шум в 9 раз для «красных» звезд и в 5 раз для «синих», однако требует увеличения времени накопления в 66 раз.

Важно отметить, что время накопления сигнала ограничено условием стационарности света от звезд на плоскости ПЗС-матрицы во время экспонирования при угловых движениях носителя. На рис. 7 (см. с. 18) представлены реально измеренные эволюции углов самолета при его управлении в режиме автопилота. В этом режиме на некоторых участках полета угловая скорость может достигать значений в 1 град/с. Очевидно, что при столь значительной угловой скорости изображение звезды на кадре может распределяться на десятки пикселей, что

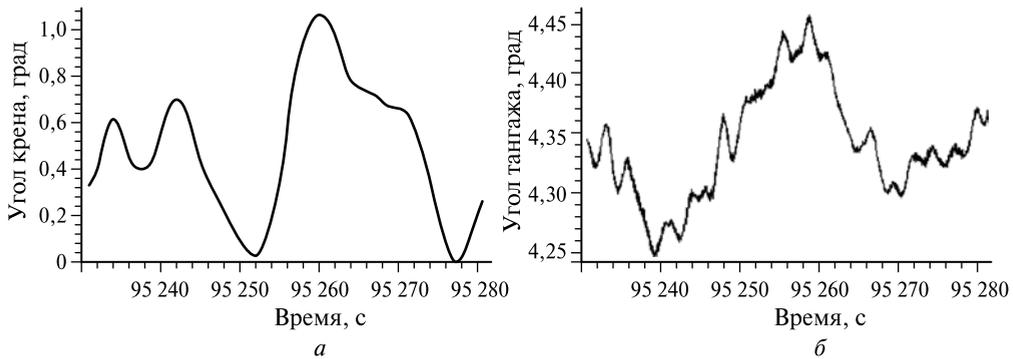


Рис. 7. Угловые возмущения самолета: *a* — по крену; *б* — по тангажу

недопустимо при дневной съемке. Таким образом, важно понимать, что угловые возмущения самолета резко ограничивают время накопления изображения и возможность уменьшения фонового излучения с помощью оптического фильтра. Время экспозиции также сильно связано с входным отверстием объектива: увеличение относительного отверстия в два раза приводит к уменьшению времени экспозиции в четыре раза.

Фокусное расстояние влияет практически на все условия оптимизации и его выбор приводит к противоречивым результатам. С одной стороны, увеличение фокусного расстояния повышает угловое разрешение, что приводит к уменьшению фона в пикселе. С другой стороны, увеличение фокусного расстояния влечет за собой уменьшение поля зрения АВУ, и как следствие — необходимость регистрировать сигнал от более тусклых звезд. На рис. 8 показано, как меняется отношение сигнал/шум в зависимости от фокусного расстояния объектива.

Как видно на рис. 8, при увеличении фокусного расстояния с 50 до 500 мм отношение сигнал/шум улучшилось всего в 2,2 раза. При этом повысились угловое разрешение и, как следствие, чувствительность к влиянию вибраций в смысле появления смаза изображения звезды по нескольким пикселям. Кроме того, на практике для длиннофокусных объективов технологически трудно обеспечить острую фокусировку в один пиксел в широком поле зрения. В результате, в ряде

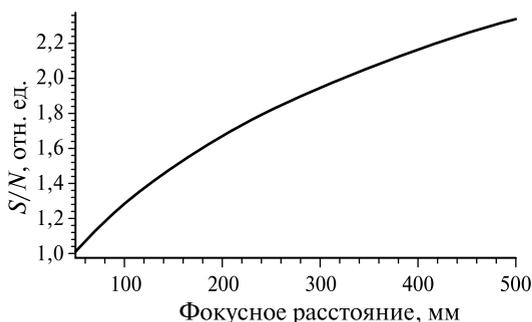


Рис. 8. Отношение сигнал/шум в зависимости от фокусного расстояния

случаев увеличение фокусного расстояния может только ухудшить соотношение сигнал/шум.

Итак, камеры АВУ должны обладать большой ПЗС-матрицей, обеспечивающей широкое поле зрения, и маленьким пикселом, позволяющим достичь высокого углового разрешения. Кроме того, ПЗС-матрица должна иметь высокую квантовую чувствительность в красной и ИК-области спектра излучения и большую потенциальную яму для накопления до-

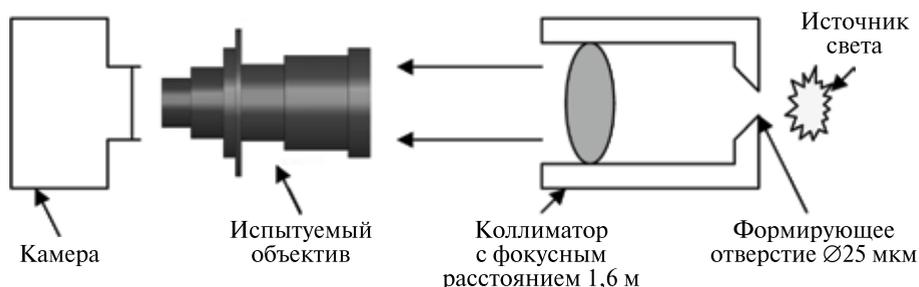


Рис. 9. Схема проведения эксперимента по выбору объектива для макета АВУ

статочного количества фотоэлектронов; объектив астрокамеры — предельные характеристики в смысле углового разрешения и аберраций по всему полю зрения. Большое входное отверстие объектива обеспечивает накопление значительного количества света на коротких выдержках. В оптической системе используется красный фильтр, отсекающий синюю, зеленую и желтую части спектра излучения. Время накопления системы должно быть выбрано с учетом углового движения самолета.

Выбор объектива, наиболее подходящего для построения макета АВУ, проводился экспериментальным путем, как с использованием стенда, схема которого показана на рис. 9, так и на реальных звездах.

Стенд состоит из камеры, объектива, коллиматора с фокусным расстоянием 1,6 м, формирующего отверстия (ФО) диаметром 25 мкм, источника света (ИС), источника питания (ИП) и персонального компьютера (ПК). Излучение от источника света проходит через формирующее отверстие и коллиматор, попадает на объектив и фокусируется на светочувствительном слое матрицы ПЗС-камеры. Исходя из линейности оптики при фокусном расстоянии объектива 160 мм и коллиматора 1,6 м реальное формирующее отверстие изображается на ПЗС-матрице камеры кружком, с диаметром, в 10 раз меньшим. Таким образом, при диаметре отверстия 25 мкм на матрице ПЗС оно должно быть равным 2,5 мкм, при идеальной оптике. Так как пиксел этой камеры составляет 6,4 мкм, то все изображение отверстия должно располагаться в одном пикселе. Однако, вследствие неидеальности оптики объектива и коллиматора, а также других отрицательных эффектов, изображение «точки» размывается в пятно размером в несколько пикселей.

Экспериментальной проверке были подвергнуты более десятка объективов ведущих производителей. В результате эксперимента определялась доля энергии от источника, которую объектив собрал в самом ярком пикселе. Наилучшие результаты показал объектив Carl Zeiss Pinatar 125/4, которому удалось собрать до 70...75 % всей энергии в одном пикселе. Ближайший конкурент — Carl Zeiss Biometar, с фокусным расстоянием 120 мм — показал лучший результат в 35...40 % при относительном отверстии 1/8. На рис. 10 (см. с. 20) показаны изображения точечного источника, полученные с помощью обоих объективов.

При выборе чувствительного элемента для макета АВУ были отобраны передовые на текущем этапе развития техники ПЗС-матрицы (таблица, см. с. 20):

- KAF-39000 (Kodak) большая матрица с маленьким пикселом;
- KAF-4301 (Kodak) большая матрица с большой потенциальной ямой;

- CCD3041 (Fairchild Imaging) матрица с высокой квантовой эффективностью в красной области спектра;
- строчно-кадровая матрица ПЗС KAI-16000 (Kodak) с электронным затвором (не требующая использования механического затвора).

Технические характеристики ПЗС-матриц для АВУ

Параметры	KAF-39000	KAF-4301	CCD3041	KAI-16000
Линейный размер диагонали, мм	61,3	70,7	43,4	43,3
Угол эквивалентного кругового поля зрения при фокусе 120 мм, град	22,6	26,4	16,4	15,7
Размер пиксела, мкм	6,8	24	15	7,4
Количество мегапикселов	39	4,3	4,2	16
Пик квантовой эффективности/ длина волны, нм	0,3/550	0,65/550	0,95/750	0,49/450
Размер потенциальной ямы, электрон	60 000	650 000	100 000	30 000
Преимущества	<ul style="list-style-type: none"> • Большой размер • Маленький пиксел • Много пикселей 	<ul style="list-style-type: none"> • Большой размер • Большая потенциальная яма 	<ul style="list-style-type: none"> • Высокая квантовая эффективность в красной области спектра 	<ul style="list-style-type: none"> • Большая строчно-кадровая матрица ПЗС

Для отобранных ПЗС-матриц был проведен расчет, основанный на сканировании АВУ с несколькими астрокамерами всей небесной сферы и построении изображения модельных кадров с реальным расположением и яркостью звезд на них. В расчете учитывались количество камер и их ориентация относительно приборной системы координат. Яркости звезд вычислялись на основе данных о величине и спектральном классе звезды из каталога SAO. В расчете яркости учитывались данные обо всех основных параметрах камер АВУ (времени экспозиции, фокусном расстоянии, относительном отверстии объектива, формате матрицы ПЗС, размере ее пиксела, квантовой эффективности, пропускании фильтра, объектива и атмосферы на высоте 10 км, а также форме пятна размытия «точки» объективом).

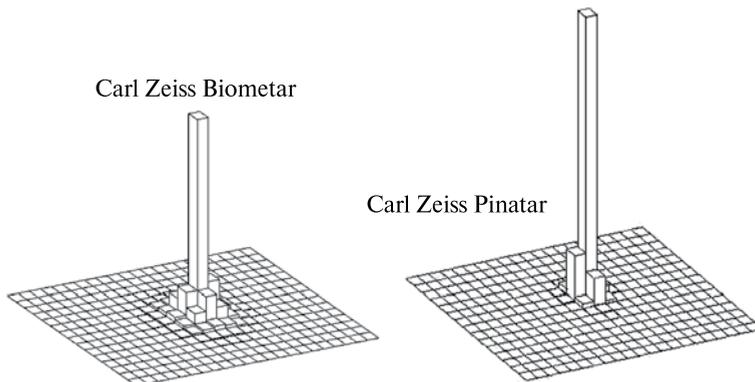


Рис. 10. Изображение точечного источника, полученное с объективов Carl Zeiss Biometar и Carl Zeiss Pinatar

На рис. 11 (см. с. 22) показаны исходные данные для фотометрического расчета АВУ, основанного на ПЗС-матрице КАФ-39000.

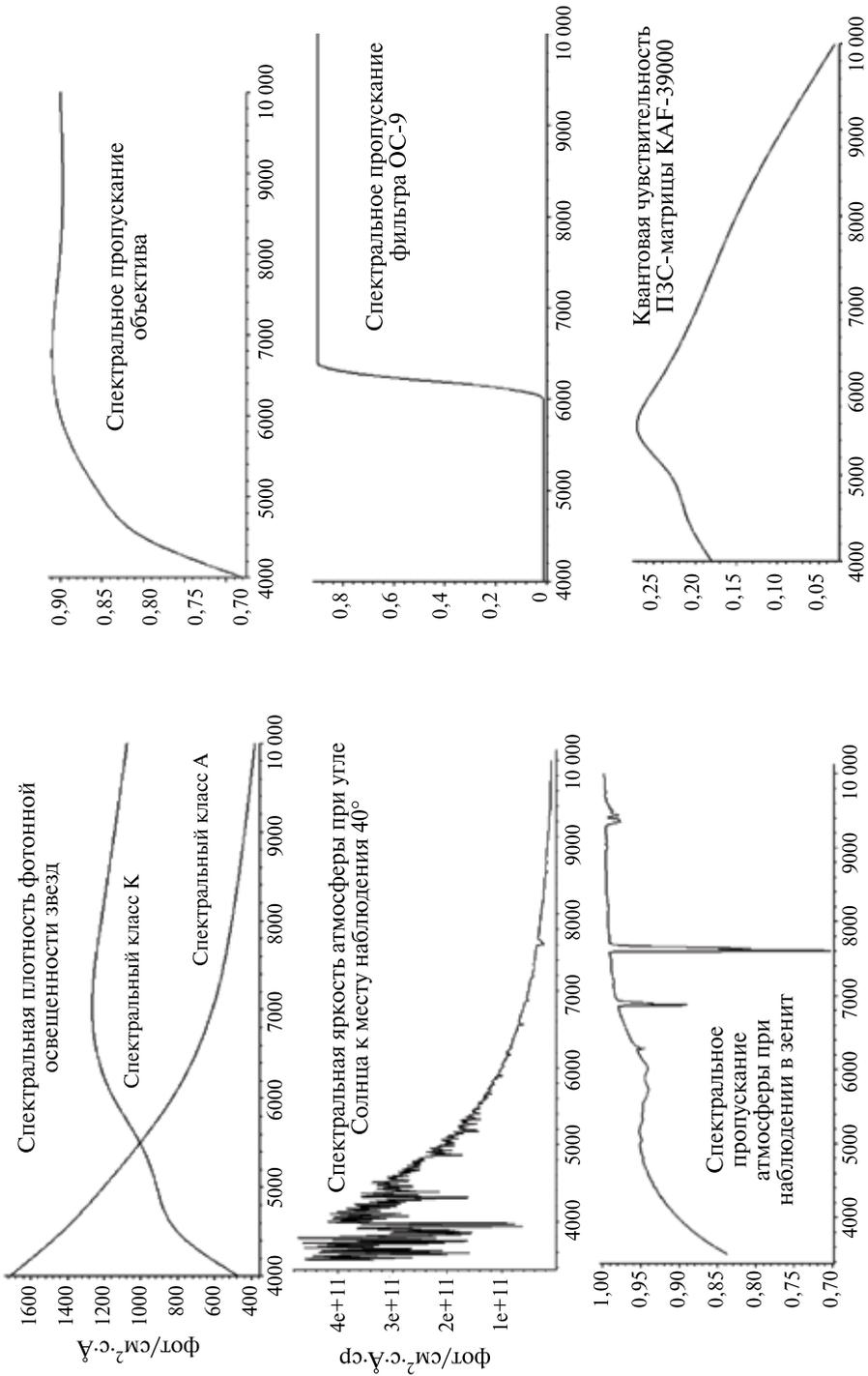
В расчете считалось, что фоновый сигнал заполняет половину потенциальной ямы ПЗС, а оптический фильтр и время накопления выбирались исходя из условия отсутствия перемещения звезд за экспозицию более чем на один пиксел при угловых скоростях самолета до 3 угл. мин/с.

В результате проведенного расчета сделано два вывода:

- Ни одна из выбранных ПЗС-матриц не позволяет решить задачу регистрации звезд в одном кадре при съемке с самолета при близких углах Солнца к месту наблюдения. Более того, можно говорить, что на сегодняшний день не существует устройств (в том числе работающих в ИК-области спектра излучения), которые позволят решить эту задачу без наведения или без использования цифрового накопления серии кадров.
- ПЗС-матрица КАФ-39000 по сравнению со всеми остальным ПЗС показала наилучший результат в смысле визирования группы звезд при одном и том же угле Солнца к месту съемки, обогнав ближайшего конкурента в два раза по отношению сигнал/шум. Астрокамера, основанная на этой ПЗС, объективе Carl Zeiss Pinatar 125/4 и светофильтре КС-16, имеет эквивалентное круговое поле зрения 22° , в котором в любом месте небесной сферы имеются три звезды до 5,3-й величины. Одна астрокамера наблюдает эти звезды в одном кадре при угле Солнца к месту съемки 40° на высоте 10 км с отношением сигнал/шум 0,4. При построении АВУ на основе двух астрокамер поле зрения устройства увеличивается в два раза, а отношение сигнал/шум поднимается до 0,7. Съемка дневного неба тремя астрокамерами позволяет достичь отношения сигнал/шум 1,1, т. е. непосредственно приблизиться к требуемому пределу видимости.

Как уже упоминалось, повысить отношение сигнал/шум можно благодаря цифровому накоплению сигнала, при сложении серии кадров уже после их выноса из ПЗС. Этот механизм позволяет создать синтезированное изображение с усредненной случайной составляющей шума, уменьшенной в корень раз из количества обработанных кадров (в соответствии с теоретическими предпосылками). Для выявления звезд на синтезированном изображении необходимо, чтобы сложение полезного сигнала от звезд выполнялось в одних и тех же пикселах, в том числе при перемещении звезд относительно астрокамеры. Для выполнения последнего условия необходимо иметь априорную информацию об ориентации от стороннего измерителя (в качестве которого выступает БИНС) и учитывать относительное перемещение звезд на кадрах при их сложении.

В действительности уменьшение уровня шума пропорционально корню из количества сложенных кадров является теоретическим пределом, выполняющимся в случае, если шум случаен и гауссов. Однако на практике в кадре всегда присутствует систематическая неравномерность фона, которая при сложении растет пропорционально полезному сигналу. В результате уровень шума (неравномерность фона) на синтезированном кадре не опускается до теоретического предела, что ухудшает эффективность процедуры цифрового накопления. Для устранения систематической неравномерности фона предлагается выполнять обработку изображений попарно, вычитая в каждой паре один кадр из второго. В этом случае



Время экспозиции: 50 мс; фон: 30 000e (половина потенциальной ямы ПЗС КАФ-39000); с.к.о. шума: 173e

Рис. 11. Исходные данные фотометрического расчета астрокамеры, по оси абсцисс — λ , \AA

удается практически полностью исключить систематическую составляющую фона, вызванную неравномерностью чувствительности и темнового сигнала ПЗС, виньетированием, пылинками, осевшими внутри астрокамеры и на поверхности объектива, неравномерностью свечения атмосферы и т.д. Фоновая неравномерность, обусловленная этими факторами, остается неизменной на коротких временах между кадрами, поэтому фон на кадре практически полностью вычитается сам из себя. Работоспособность этого алгоритма гарантирована только в случае перемещения положения звезд в паре кадров. В противном случае полезный сигнал от звезд на первом кадре вычтется из сигнала этой же звезды на втором кадре. При работе АБУ на самолете такой алгоритм имеет право на жизнь, так как носитель все время находится в движении с амплитудами угловых перемещений, много большими углового размера пиксела, — в 11 угл. с. На рис. 12 показано изображение ночного звездного неба, на котором присутствуют как звезды, так и дефектные пикселы ПЗС, не отличимые от звезд. На рис. 13 показан результат вычитания пары кадров. Как видно, на изображении проявляются пары звезд — «положительные» и «отрицательные». Дефектные пикселы самоустранились, а фон стал содержать практически чистый гауссов шум с математическим ожиданием около нуля.

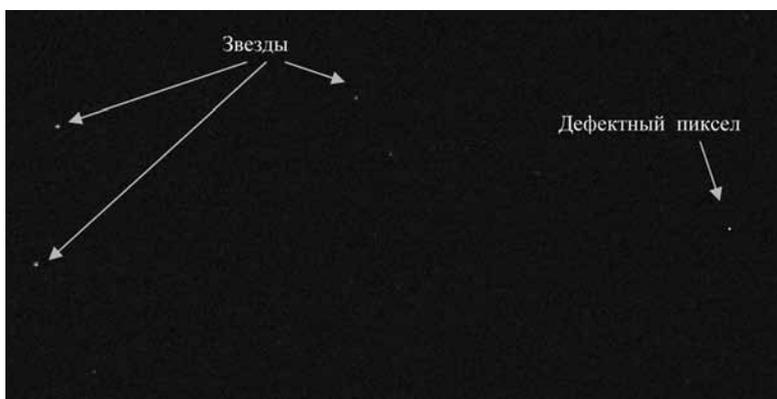


Рис. 12. Кадр ночного неба

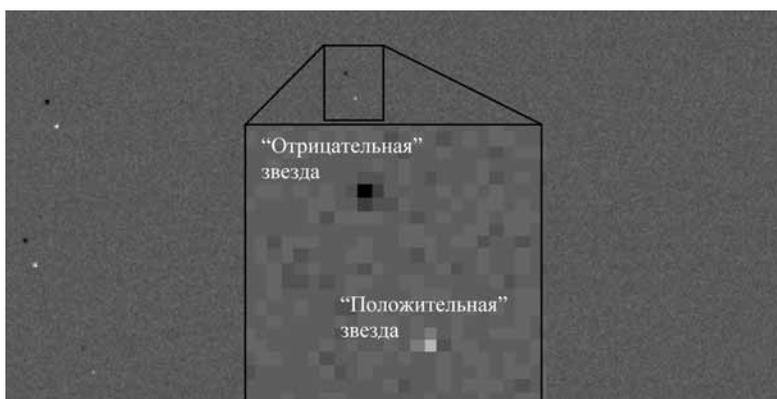


Рис. 13. Разница двух кадров ночного неба

Суммирование изображений, содержащих шум, близкий к случайному, позволяет значительно более эффективно выполнять цифровое накопление, вплотную приближаясь к теоретическому пределу — росту отношения сигнал/шум пропорционально корню из количества обработанных кадров.

Для реализации цифрового накопления результат вычитания пары кадров можно разложить на новые два изображения — первое, содержащее значения яркости больше нуля, и второе со значениями яркости меньше нуля. При получении следующей пары кадров, расчете их разности и снова образовании пары изображений все «положительные» и «отрицательные» изображения в разных парах суммируются. Схема такого алгоритма показана на рис. 14.

Итак, на рис. 14 представлен алгоритм цифрового накопления, позволяющий улучшить отношение сигнал/шум при обработке любой серии кадров с известными параметрами взаимной ориентации между изображениями. В результате обработки серии кадров формируется синтезированное изображение с парами звезд, которые удобно использовать при дальнейшем выполнении процедуры локализации звезд, — если у претендента на звезду нет пары, то это — не звезда. Претендентами на звезды можно считать пиксели, уровень яркости которых превышает порог в 3 с. к. о. шума в области вокруг этого пиксела. После локализации звездоподобных образований программное обеспечение выполняет вычисление энергетических центров отобранных объектов и распознавание звезд в бортовом каталоге с учетом прецессии, нутации Земли и рефракции атмосферы. Решение этих задач может выполняться с использованием априорной информации об ориентации, полученной от БИНС.



Рис. 14. Алгоритм обработки серии кадров, увеличивающий отношения сигнал/шум путем устранения систематической неравномерности фона и усреднения его случайной составляющей

Экспериментальная проверка предложенных алгоритмов выполнялась с помощью макета АВУ, выполненного на основе объектива Zeiss Pinatar 125/4, светофильтра КС-16 и камеры «Видеоскан-285» со строчно-кадровой матрицей форматом 1360×1023 пиксела размером 6,45 мкм. Поле зрения такой астрокамеры составляет всего $4 \times 3^\circ$. Важно отметить, что в процессе проверок узкоугольного макета АВУ не использовалась БИНС, а эксперименты выполнялись в три этапа.

Первый этап заключался в наведении макета АВУ на Полярную звезду, которую можно считать неподвижной на коротких интервалах времени. Таким образом, для реализации алгоритма сложения не требовалось использовать информацию о движении камеры относительно звезд. На рис. 15 показан кадр дневного неба, снятый в направлении Полярной звезды в 11 ч 50 мин до полудня (угол Солнца к месту съемки 66°). При времени накопления в 8 мс фон на кадре составил около 10 000 электронов. Кадр усеян дефектами, вызванными пылью, находящейся в оптической системе.

На рис. 16 показан результат обработки серии из 100 кадров дневного неба. На изображении четко видна Полярная звезда ($m_V = 2,1$) с отношением сигнал/шум 15. Сравнение уровней шума на одной паре кадров (из которой устранена систематическая неравномерность за счет вычитания) и на 50 парах показывает хорошую сходимость эксперимента с теорией — шум упал в 7 раз, что составляет квадратный корень из 50.

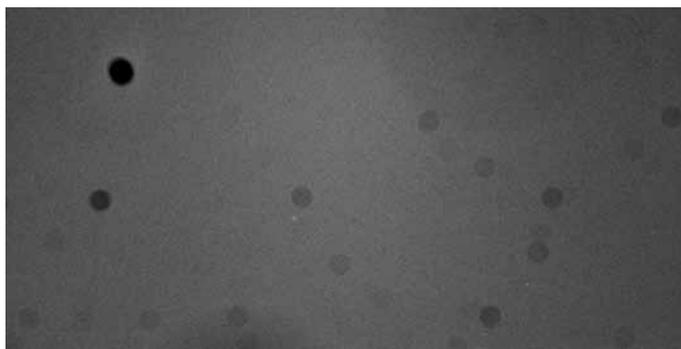


Рис. 15. Кадр дневного неба

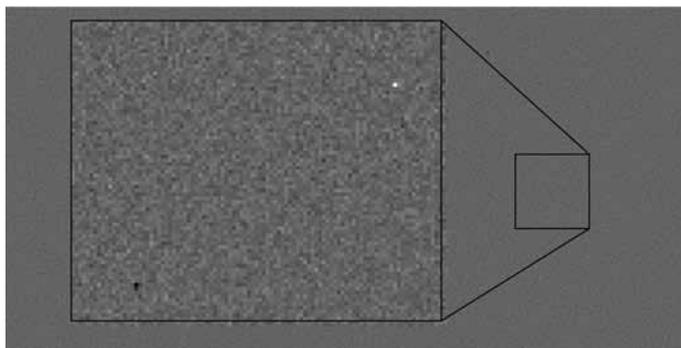


Рис. 16. Разница 50 пар изображений дневного неба, снятых в направлении Полярной звезды

Отметим, что уровень фона в представленном эксперименте значительно превышает уровень фона, ожидаемый на высоте полета 10 км над уровнем моря, даже при более близком положении Солнца к месту съемки. На рис. 17 показаны графики яркости атмосферы при съемке с уровня моря при угле Солнца над горизонтом 3° и при съемке с высоты 10 км при угле Солнца к месту съемки в 40° . Как видно из этих графиков, в спектральной области работы астрокамеры свыше 6000 \AA яркость атмосферы при наблюдении с Земли и с высоты 10 км близки по уровню. Кроме того, прозрачность атмосферы при наблюдении с Земли в среднем на 20 % хуже, чем на высоте 10 км. Таким образом, можно говорить, что, если астрокамера наблюдает звезды с Земли при малых углах Солнца к горизонту, то она будет наблюдать эти же звезды на высоте 10 км при очень близких углах Солнца к месту съемки с тем же отношением сигнал/шум.

На втором этапе экспериментальной проверки алгоритмов обработки серии кадров и расчетов характеристик видимости макета АВУ использовалась моторизованная экваториальная монтировка, которая позволяет наводить камеру на выбранные звезды и следить за ними в любое время суток. Экваториальная монтировка оказалась очень удобным инструментом для решения задачи сложения сигналов от звезд, приводя их положения на ПЗС-матрице пиксел в пиксел, при слежении на коротких интервалах времени. В результате для сложения кадров вновь отпала необходимость в использовании БИНС. На рис. 18 (см. с. 27) показан результат работы алгоритма при обработке 100 кадров ночного неба. На изображении локализовано более 1500 звезд до 10,5-й звездной величины, при том, что на одной паре кадров камера наблюдала звезды только до 8,5-й величины, т. е. проникающая способность системы выросла в 7 раз, что составляет корень квадратный из 50.

На рис. 19 (см. с. 27) приведено изображение дневного неба при угле Солнца к горизонту 13° . Видно, что кадр получен в условиях облачности. При этом обработка серии из 100 кадров позволяет визировать и локализовать программным автоматом четыре звезды до 5-й величины (рис. 20, см. с. 27).



Рис. 17. Спектральная яркость атмосферы при съемке с Земли и с высоты 10 км



Рис. 18. Разница 50 пар изображений ночного неба, полученных с помощью экваториальной монтировки



Рис. 19. Кадр дневного неба

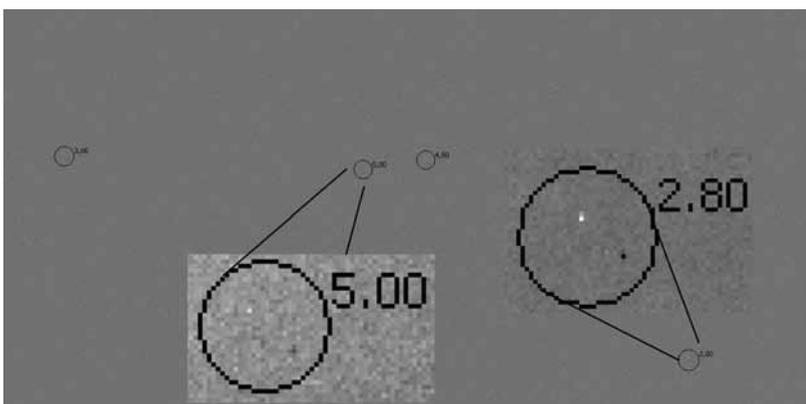


Рис. 20. Разница 50 пар изображений дневного неба, полученных с помощью экваториальной монтировки

Если в первых двух этапах проведения экспериментов звезды не перемещались относительно астросчувствительного слоя ПЗС-матрицы АВУ, то на третьем этапе экспериментальных работ был реализован общий алгоритм сложения кадров при движении звезд относительно астрокамеры. Этот алгоритм по информации об угловом перемещении системы координат астрокамеры между моментами съемок трансформирует координаты пикселей одного изображения в систему координат второго, решая задачу сферического поворота каждого пикселя. После выполнения трансформации координаты пикселей приобретают нецелые значения, что затрудняет сложение кадров. Эта трудность также была решена путем деления яркости пикселя с нецелыми координатами на доли, нарезаемые в нем целочисленной пиксельной сеткой неподвижного кадра.

В эксперименте по обработке изложенных алгоритмов узкопольный макет АВУ был жестко закреплен относительно Земли, вместе с которой он поворачивался относительно звезд. В ночное время суток производились съемки звездного неба, после распознавания звезд на кадрах определялись параметры ориентации системы координат астрокамеры в инерциальной системе координат. По паре изображений, полученных на достаточно большой временной базе, вычислялась информация о проекциях вектора угловой скорости вращения Земли в системе координат астрокамеры. Таким образом, зная параметры ориентации в начальный момент времени (ночью), параметры угловой скорости (которые не менялись в ходе эксперимента), удавалось прогнозировать ориентацию астрокамеры в инерциальном пространстве на любой момент времени, в том числе на дневное время суток.

На рис. 21 показано синтезированное изображение, полученное обработкой 100 кадров, снятых с шагом 10 с ночью. Анализ изображения показывает, что алгоритм сложения кадров приводит звезды с точностью до половины пикселя (3σ),

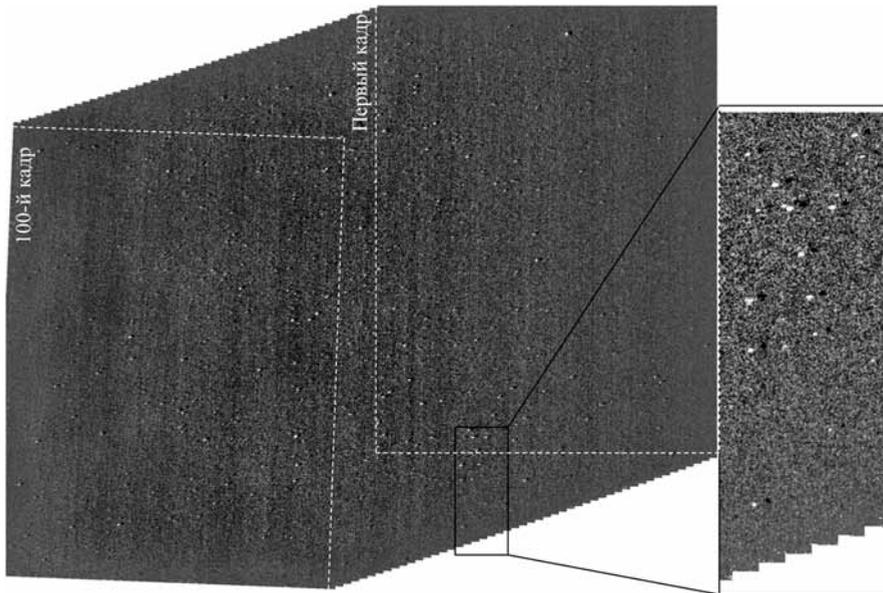


Рис. 21. Разница 50 пар изображений ночного неба, полученных сложением с помощью априорной информации об угловой скорости

что позволяет эффективно суммировать сигнал от звезд. Реализация цифрового накопления при движении звезд относительно астрокамеры расширяет поле обзора АВУ, однако снижает эффективность цифрового накопления на краях синтезированного изображения, где в обработке участвует меньшее количество кадров. Максимальная эффективность цифрового накопления достигается в центральной области синтезированного изображения, где в данном эксперименте расположено 23 пары кадров.

На рис. 22 показан участок синтезированного изображения, полученного обработкой 100 кадров утреннего неба при угле Солнца 0° к горизонту. На изображении наблюдается и локализовано программным автоматом четыре звезды до 6-й звездной величины.

На рис. 23 показан участок еще одного синтезированного изображения, снятый при угле Солнца 3° к горизонту, на котором присутствуют звезда 4,4-й величины, пролетающая птица и другие помехи. Однако программный автомат отбросил помеховые образования и успешно локализовал звезду.

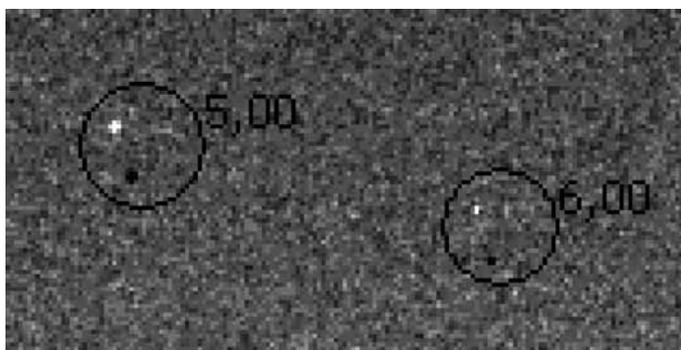


Рис. 22. Участок синтезированного изображения утреннего неба, полученного при угле Солнца к горизонту 0°

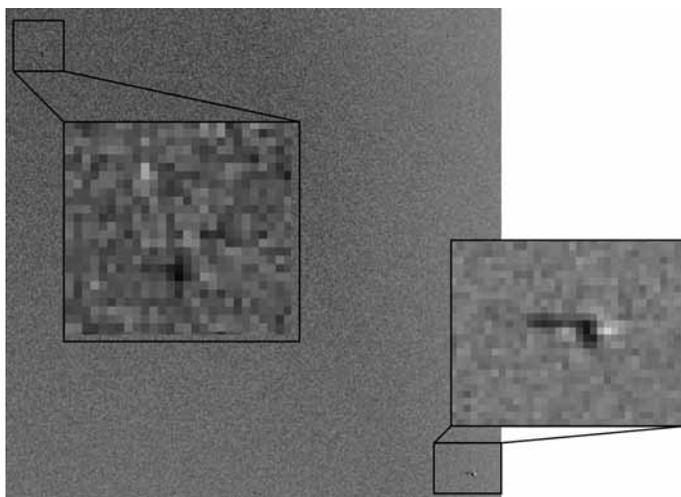


Рис. 23. Участок синтезированного изображения утреннего неба, полученного при угле Солнца к горизонту 3°

Итак, в результате проведенных исследований показана возможность регистрации звезд в условиях дневной засветки с использованием механизма цифрового накопления. Отношения сигнал/шум, полученные в экспериментах, хорошо сходятся с теоретическим расчетом, показывающим, что построение АВУ на основе ПЗС-матрицы KAF-39000, объектива Carl Zeiss Pinatar 125/4 и светофильтра КС-16 позволит визировать четыре и более звезды в поле зрения астрокамеры даже при близких углах Солнца к месту съемки на высоте 10 км. Для работоспособности алгоритмов цифрового накопления в условиях полета на самолете необходимо выполнение двух условий.

- Получение кадров АВУ должно происходить при угловых скоростях, приводящих к распределению сигнала от звезд не более чем на один пиксел ПЗС. За время накопления сигнала 50 мс рассчитанное для АВУ перемещение энергетического центра звезды по фоточувствительному слою ПЗС не должно превышать пиксела АВУ в 11 угл. с.
- Погрешности измерения приращений углов БИНС на интервалах времени работы алгоритма цифрового накопления не должны превышать углового размера одного пиксела ПЗС АВУ, т. е. 11 угл. с.

На рис. 24 показаны полученные от БИНС с частотой 40 Гц измерения углов крена, тангажа и рысканья самолета при полете в режиме автопилота. На рис. 25

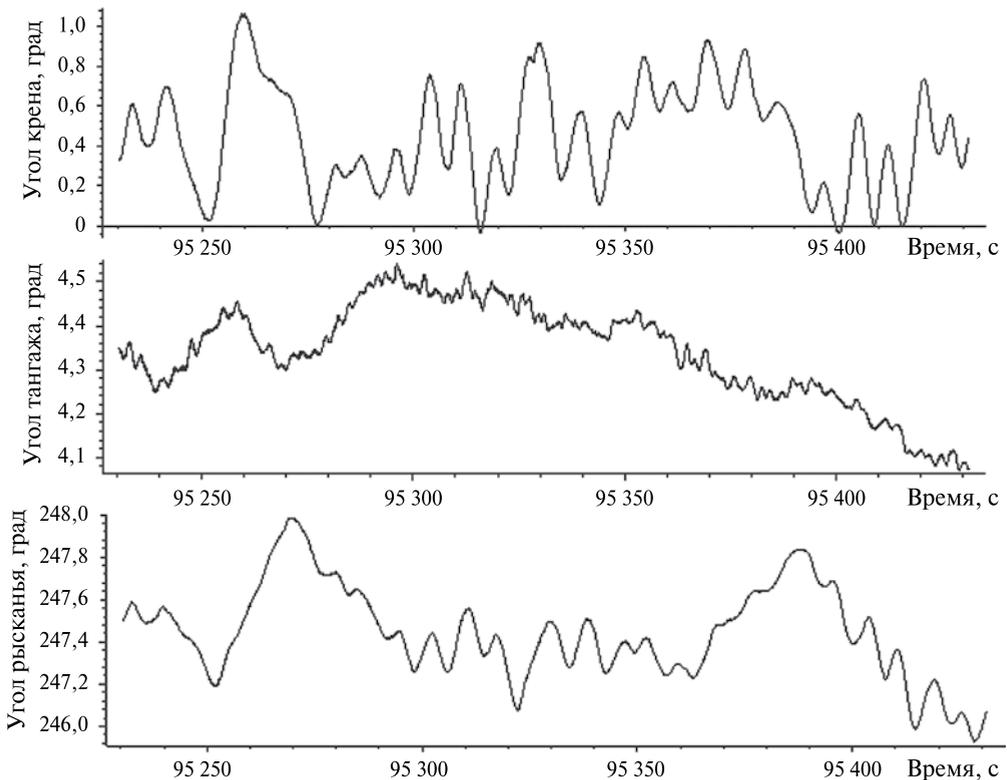


Рис. 24. Углы крена, тангажа и рысканья самолета, измеренные БИНС в полете

изображены приращения углов, измеренные с этой же частотой на том же участке полета. Для сравнения на рис. 26 (см. с. 32) представлены приращения углов, полученные от БИНС при неподвижном самолете на земле. На рис. 26 видно, что собственные ошибки измерений приращений углов БИНС на интервалах времени в 25 мс не превышают единиц угловых секунд, тогда как амплитуды угловых колебаний в полете на этой частоте (см. рис. 25) могут достигать угловой минуты по каждому из углов. Более детальный анализ динамики самолета показывает, что периодически возникают благоприятные моменты для съемки АВУ, когда планер замирает, и за 50 мс времени экспозиции сигнал от звезды перемещается не более чем на один пиксел ПЗС-матрицы. Однако в следующие 50 мс времени ситуация может резко измениться, и угловые колебания самолета будут приводить к недопустимым перемещениям изображения звезд по кадру. Поэтому основная трудность заключается в выявлении подходящих моментов для начала экспозиции на 50 мс вперед по текущим измерениям параметров движения БИНС.

В данной работе предложен алгоритм, который позволяет анализировать поступающую информацию от БИНС на условия стационарности, формировать команды на начало экспонирования, оценивать динамику полета в процессе фотосъемки и отбраковывать кадры низкого качества.

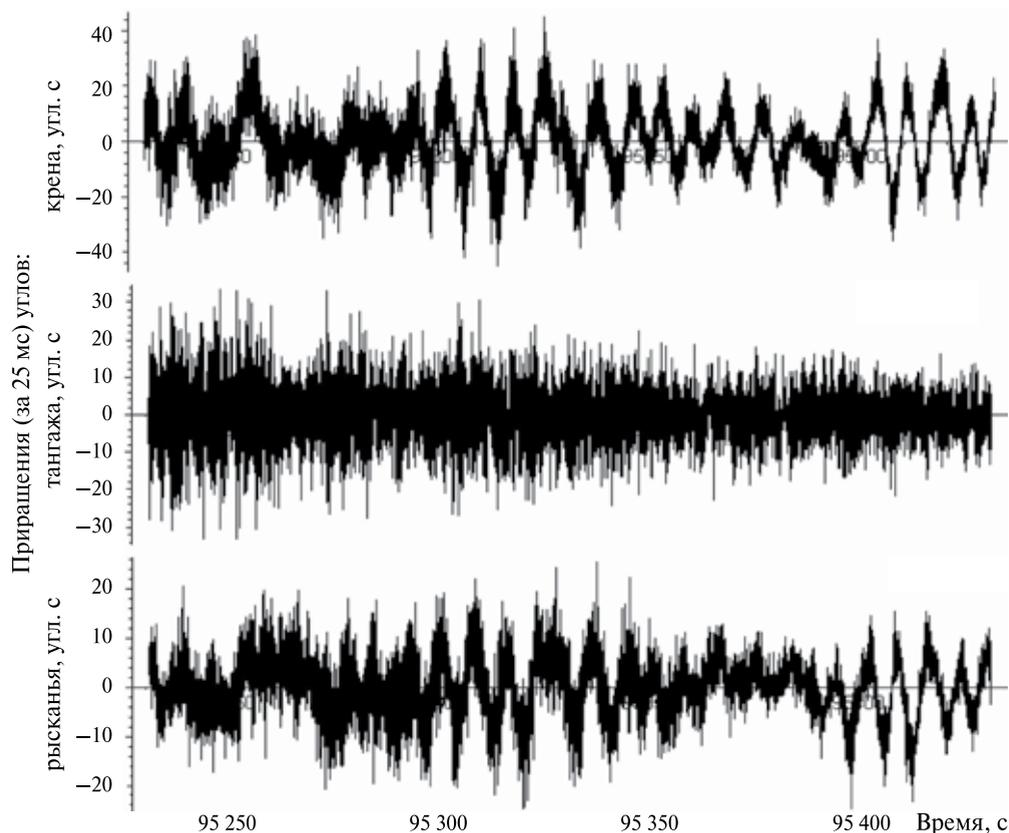


Рис. 25. Приращения углов крена, тангажа и рысканья самолета, измеренные БИНС в полете за 25 мс

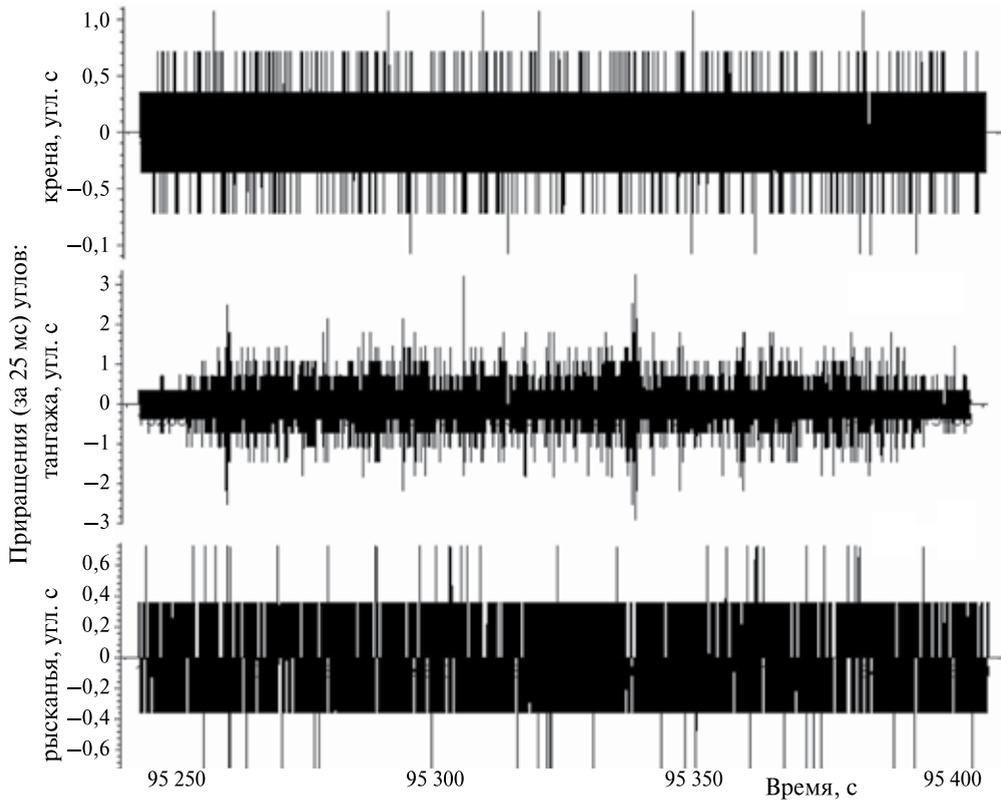


Рис. 26. Приращения углов крена, тангажа и рысканья самолета, измеренные БИНС в статике за 25 мс

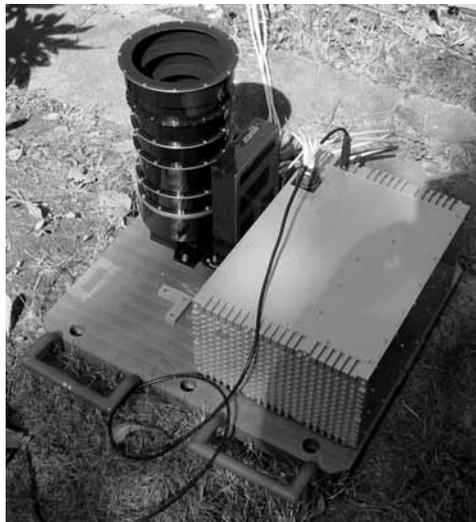


Рис. 27. Эксперимент по совместной отработке БИНС и прибора звездной ориентации БОКЗ-М

Обработка продолжительной записи полета показывает, что команда на экспонирование вырабатывается каждые 5...10 с полета, при этом после проверки динамики полета во время накопления изображения отбраковываются около 20 % кадров. Таким образом, можно говорить, что, используя информацию от БИНС каждые 5...10 с, можно получать кадры, выполненные в квазистационарном состоянии самолета. Энергия звезд на кадрах будет распределена не более чем на один пиксел ПЗС-матрицы.

Возможность реализации процедуры цифрового накопления, требующей сложения сигнала от звезд пиксел в пиксел в серии кадров, подтверждалась при совместных испытаниях БИНС и прибора звездной ориентации БОКЗ-М, предназначенного для космического применения (рис. 27, см. с. 32). В результате эксперимента было подтверждено, что за 5 мин времени АИНС накапливает среднеквадратическую ошибку в 0,2 пиксела астрокамеры АВУ (построенной на базе ПЗС-матрицы КАФ-39000 и объектива Carl Zeiss Pinatar 125/4). На рис. 28 показаны графики ошибок приведения звезд на пятиминутных интервалах времени, выраженных в долях пиксела, по строкам и столбцам ПЗС-матрицы АВУ. На таких интервалах времени при частоте поступления кадров раз в 5...10 с в полете ожидается получить 30...60 кадров, т.е. повысить отношение сигнал/шум по сравнению с одиночным кадром в 5...8 раз. Расчет показывает, что одна астрокамера АВУ

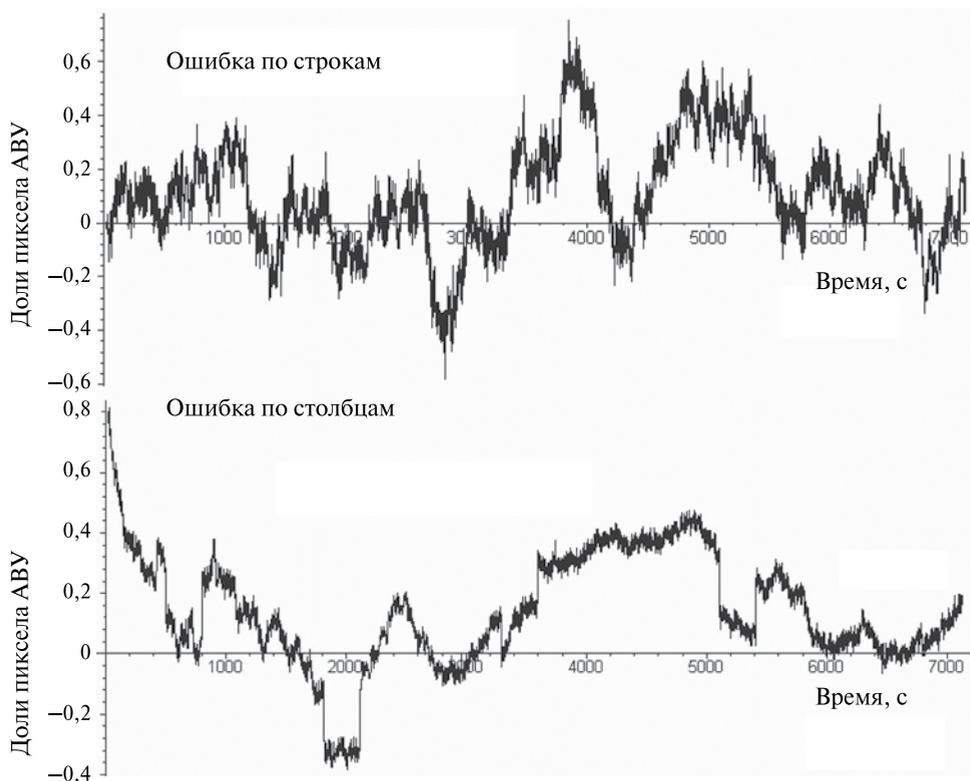


Рис. 28. Ошибки приведения звезд по информации от БИНС на пятиминутных интервалах работы алгоритма цифрового накопления

наблюдает на одиночном кадре четыре звезды в любом участке небесной сферы с отношением сигнал/шум не ниже 0,4 при угле Солнца 40° к месту съемки на высоте полета 10 км над уровнем моря. Таким образом, за 5 мин времени для группы звезд будет достигнуто отношение сигнал/шум не ниже 2...3, что достаточно для их локализации программным автоматом. В результате удается решить задачу определения параметров трехосной ориентации, в том числе при углах Солнца, близких к месту наблюдения. Построение АВУ с использованием двух разнесенных по углу астрокамер позволяет решить задачу круглосуточного наблюдения звезд на борту самолета.

В заключение следует сказать, что в данной работе показана возможность построения бесплатформенной АИНС, основанной на высокоточной БИНС и широкопольном АВУ, решающей задачу круглосуточного визирования звезд на высотах свыше 10 км над уровнем моря на самолете. Задача построения АВУ решается путем:

- оптимизации оптико-электронной системы по полю зрения, угловому разрешению, спектральным характеристикам и динамическому диапазону;
- реализации цифрового накопления сигнала от звезд вне потенциальной ямы ПЗС-матрицы благодаря использованию априорной информации об относительном движении, получаемой от БИНС.

В результате расчетно-экспериментальной работы над АВУ показано, что при использовании априорной информации от высокоточной БИНС удастся круглосуточно визировать группу звезд в поле зрения оптико-электронной системы с отношением сигнал/шум не ниже 2...3 в любом участке небесной сферы, что достаточно для локализации звезд, распознавания и определения параметров трехосной ориентации на борту самолета при высоте полета 10 км над уровнем моря.

AIRBORNE STRAPDOWN STELLAR-INERTIAL NAVIGATION SYSTEM

G. A. Avanesov¹, R. V. Bessonov¹, V. A. Vavaev¹, E. A. Mysnik¹, A. N. Kurkina¹,
N. I. Snetkova¹, M. B. Ludomirskiy², I. S. Kayutin², N. E. Yamshikov²

¹ Space Research Institute (IKI RAN), Moscow

² Electrooptika Corp., Moscow

There are considered problems of creating an airborne stellar-inertial navigation system (SINS), based on a high-precision strapdown inertial navigation system and an astrocorrector, capable to detect stars and to define by them parameters of the triaxial orientation, including operation under the daylight conditions. The astrocorrector's distinctive feature consists in the optoelectronic system's wide field of view, within which it is possible to detect a group of stars in any section of the celestial sphere, and as a result to eliminate the mechanical pointing system used in the available SINS analogs.

Keywords: stellar-inertial navigation system, autonomous navigation system, airborne strapdown star tracker.

Avanesov Genrih Aronovich — chief researcher, doctor of science, E-mail: genrikh-avanesov@yandex.ru.

Bessonov Roman Valerievich — head of the department, PhD, E-mail: besson777@rambler.ru.

Vavaev Vladimir Aleksandrovich — senior scientist, PhD, E-mail: va@vavaev.ru.

Mysnik Evgeniy Aleksandrovich — programmer, E-mail: pitonsensor@mail.ru.

Kurkina Anna Nikolaevna — programmer, E-mail: kurkinaan@mail.ru.

Snetkova Natalia Ivanovna — leading programmer.

Ludomirskiy Maxim Borisovich — leading engineer, E-mail: optica@aviel.ru.

Kayutin Ivan Sergeevich — engineer, E-mail: kayutin@mail.ru.

Yamshikov Nikolay Evgenievich — programmer, E-mail: n.yam@mail.ru.

АЛГОРИТМЫ СОВМЕСТНОЙ ОБРАБОТКИ ДАННЫХ ИЗМЕРЕНИЙ ЗВЕЗДНЫХ КООРДИНАТОРОВ И МИКРОЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКИХ ДАТЧИКОВ УГЛОВОЙ СКОРОСТИ

**Г. А. Аванесов, Р. В. Бессонов, С. А. Дятлов, А. Н. Куркина,
В. В. Сазонов**

*Учреждение Российской академии наук
Институт космических исследований РАН (ИКИ РАН), Москва*

В статье изложены основные принципы совместной обработки данных измерений с различных источников информации об угловом движении космического аппарата: двух звездных датчиков и трех одноосных датчиков угловой скорости. Подробно рассмотрены алгоритмы, позволяющие вычислять параметры ориентации и угловой скорости на момент передачи данных бортовой вычислительной машине.

Ключевые слова: датчики угловой скорости, звездные датчики, определение параметров ориентации, фильтрация измерений, калибровка параметров.

Введение

Совместное использование информации с оптических звездных датчиков (ЗД) и гироскопов характерно для многих космических аппаратов (КА), что обусловлено особенностями датчиков обоих типов. Звездный датчик способен определять параметры ориентации с высокой точностью, но при благоприятных условиях освещенности и в ограниченном диапазоне угловых скоростей. Гироскопические устройства функционируют в широком диапазоне угловых скоростей независимо от внешних оптических условий, но при отсутствии уточнения их параметров по измерениям сторонних приборов точность измерений снижается.

Целью данной работы является разработка алгоритмов совместной обработки данных измерений с обоих источников информации, удовлетворяющих следующим требованиям:

- частота формирования параметров ориентации и угловой скорости — 10 Гц;
- отсутствие запаздывания измерений (вычисление параметров на момент их передачи бортовой вычислительной машине (БВМ));
- отсутствие систематических уходов.

В качестве источников информации рассматриваются микроэлектромеханические датчики угловой скорости (ДУС) SiRRS01 и звездные координаторы серии БОКЗ-МФ. Точность определения угловой скорости датчиков SiRRS01 составляет 14...16 угл.с/с в полосе пропускания 1 Гц. Погрешность определения параметров

Аванесов Генрих Аронович — главный научный сотрудник, доктор технических наук.

Бессонов Роман Валерьевич — заведующий отделом, кандидат технических наук, E-mail: besson777@rambler.ru.

Дятлов Сергей Александрович — программист, E-mail: sercom@mail.ru.

Куркина Анна Николаевна — программист, E-mail: kurkinaan@mail.ru.

Сазонов Виктор Васильевич — старший научный сотрудник, доктор физико-математических наук, E-mail: sazonov@keldysh.ru.

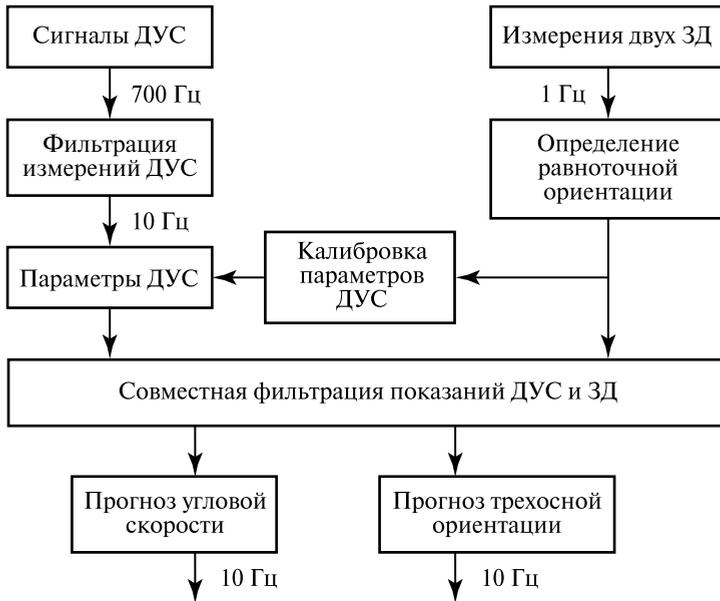


Рис. 1. Схема обработки данных измерений с двух звездных датчиков и датчиков угловой скорости

ориентации по измерениям звездного датчика составляет 2 угл. с по осям OX и OY и 20 угл. с по оси OZ приборной системы координат (ПСК) при малых угловых скоростях. С увеличением угловой скорости точность измерений звездного координатора снижается.

Предлагаемая схема обработки измерений и вычисления параметров ориентации и угловой скорости на основании данных со звездных координаторов и ДУС представлена на рис. 1.

Измерение параметров ориентации осуществляется посредством двух звездных датчиков с частотой 1 Гц. При этом информация об ориентации поступает с запаздыванием на один такт опроса. Обработка данных измерений с двух звездных датчиков, установленных на борту КА, позволяет повысить точность вычисления параметров ориентации по оси OZ и при определенном взаимном расположении приборов рассчитать равноточную трехосную ориентацию.

Сигнал с датчиков угловой скорости регистрируется с частотой 700 Гц. После предварительной фильтрации данных измерений осуществляется калибровка параметров ДУС по результатам измерений звездных координаторов. Анализ информации с обоих типов датчиков (совместная фильтрация данных измерений) позволяет вычислять параметры ориентации и угловую скорость с частотой 10 Гц с привязкой по времени к моменту выдачи данных измерений в БВМ.

1. ОПРЕДЕЛЕНИЕ РАВНОТОЧНОЙ ОРИЕНТАЦИИ

Информация об ориентации поступает с двух ЗД, взаимное угловое расположение которых определяется кватернионом Λ . Взаимное угловое расположение ЗД определяют на Земле после установки приборов на борту КА, однако с течением вре-

мени оно может изменяться (например, под влиянием температурных и механических воздействий). Поэтому первым шагом для уточнения параметров ориентации является определение кватерниона взаимной ориентации приборов по ряду предшествующих измерений.

Пусть в наличии имеются N одномоментных измерений с каждого из двух ЗД ($Q_k^{(1)}, Q_k^{(2)}, k = 1, \dots, N$). Тогда уточненное значение кватерниона взаимной ориентации будем искать в виде

$$\Lambda = \frac{1}{N} \sum_k \tilde{\Lambda}_k,$$

где $\tilde{\Lambda}_k = \left(Q_k^{(2)} \right)^{-1} Q_k^{(1)}$.

После того как определен кватернион взаимной ориентации, уточняются параметры ориентации.

Уточненные показания будем искать в виде

$$\hat{Q}_k^{(i)} = Q_k^{(i)} \cdot F\left(\xi^{(i)}\right).$$

С учетом соотношения

$$\hat{Q}_k^{(2)} \cdot \Lambda = \hat{Q}_k^{(1)} \quad (1)$$

можно показать, что векторы ошибки измерений двух звездных датчиков ($\xi^{(1)}, \xi^{(2)}$) связаны между собой следующим образом:

$$\xi^{(2)} = B\xi^{(1)} + \alpha. \quad (2)$$

Здесь матрица B задана кватернионом Λ , а вектор α определен соотношением

$$\left(Q_k^{(2)} \right)^{-1} \cdot Q_k^{(1)} \cdot \Lambda^{-1} = F(\alpha).$$

Значения $\xi^{(1)}, \xi^{(2)}$ будем искать из условия минимума квадратичной формы в соответствии с методом наименьших квадратов (МНК):

$$\left(\xi^{(1)} \right)^T \left[K^{(1)} \right]^{-1} \xi^{(1)} + \left(\xi^{(2)} \right)^T \left[K^{(2)} \right]^{-1} \xi^{(2)} \rightarrow \min,$$

где $K^{(1)}, K^{(2)}$ — ковариационные матрицы ошибок измерений по соответствующим осям ПСК

$$K^{(1)} = K^{(2)} = \begin{bmatrix} \eta_x & 0 & 0 \\ 0 & \eta_y & 0 \\ 0 & 0 & \eta_z \end{bmatrix}.$$

Во избежание влияния ошибки определения азимута на остальные углы ориентации веса измерений должны удовлетворять условию $\eta_z \ll \eta_x, \eta_y$.

С учетом соотношения (2) получим

$$\left(\xi^{(1)} \right)^T \left[K^{(1)} \right]^{-1} \xi^{(1)} + \left(B\xi^{(1)} + \alpha \right)^T \left[K^{(2)} \right]^{-1} \left(B\xi^{(1)} + \alpha \right) \rightarrow \min,$$

откуда

$$\xi^{(1)} = \left\{ \left[K^{(1)} \right]^{-1} + B^T \left[K^{(2)} \right]^{-1} B \right\}^{-1} B^T \left[K^{(2)} \right]^{-1} \alpha.$$

После нахождения $\xi^{(1)}$ вычисляется исправленное значение кватерниона ориентации $\hat{Q}_1^{(i)} = Q_1^{(i)} \cdot F(\xi^{(i)})$. Значение кватерниона $\hat{Q}_2^{(i)}$ может быть вычислено с применением выражения (1). Однако для дальнейших расчетов достаточно определить параметры ориентации относительно приборной системы координат одного ЗД.

Для отработки алгоритма были сгенерированы измерения приборов при помощи компьютерного моделирования. Поскольку точность вычисления угла прямого восхождения обратно пропорциональна косинусу угла склонения, при моделировании задавалось движение приборов в плоскости экваториальной орбиты (рис. 2). При этом оптические оси приборов образуют угол γ в плоскости орбиты. Таким образом, угол склонения обоих приборов всегда равен нулю.

Погрешность измерения параметров ориентации задавалась в соответствии с реальными точностными характеристиками приборов (2 угл. с по осям OX и OY , 20 угл. с — по оси OZ). Были выбраны веса измерений 1:1:0,01 по осям OX , OY и OZ соответственно.

На рис. 3 (см. с. 40) приведены зависимости погрешности определения углов ориентации от величины угла между оптическими осями приборов после уточнения параметров ориентации.

Как видно на рис. 3, точность углов прямого восхождения и склонения практически не зависит от величины угла γ и составляет 1,5...2 угл. с. Точность определения азимута тем выше, чем ближе величина угла γ к 90° . При $\gamma = 90^\circ$ погрешность определения всех углов составляет ~ 2 угл. с, т.е. при таком взаимном расположении приборов возможно вычисление равноточной трехосной ориентации.

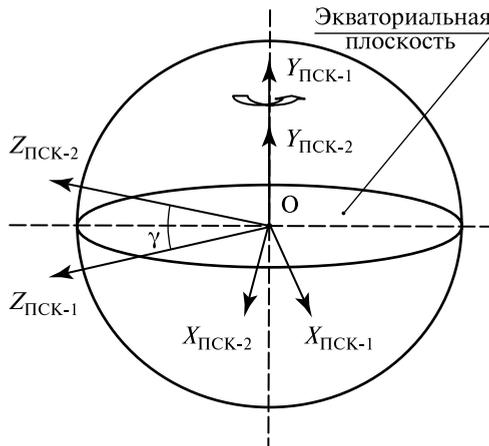


Рис. 2. Моделирование вращения двух ЗД в инерциальном пространстве

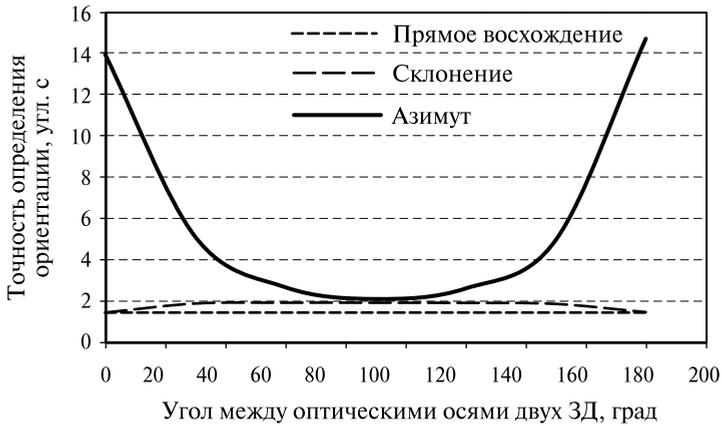


Рис. 3. Зависимость точности определения параметров ориентации от взаимного расположения приборов

2. ВЫЧИСЛЕНИЕ УГЛОВОЙ СКОРОСТИ ПО ИЗМЕРЕНИЯМ ДУС

В общем виде математическая модель одноосного датчика угловой скорости может быть представлена в следующем виде:

$$U = k\omega + b, \quad (3)$$

где U — сигнал с датчика угловой скорости; k — масштабный коэффициент; b — смещение нуля; ω — проекция угловой скорости на чувствительную ось датчика.

Таким образом, сигнал с датчика пропорционален проекции скорости на его чувствительную ось и имеет некоторое смещение нуля (сигнал при нулевой угловой скорости).

Выражение для вычисления угловой скорости по измерениям ДУС нетрудно получить из соотношения (3):

$$\omega = \frac{U - b}{k}.$$

Для вычисления проекций угловой скорости на оси ПСК (здесь и далее в качестве ПСК будем подразумевать систему координат, жестко связанную с приборными осями первого звездного датчика) используются измерения трех одноосных датчиков угловой скорости, расположенных взаимно ортогонально:

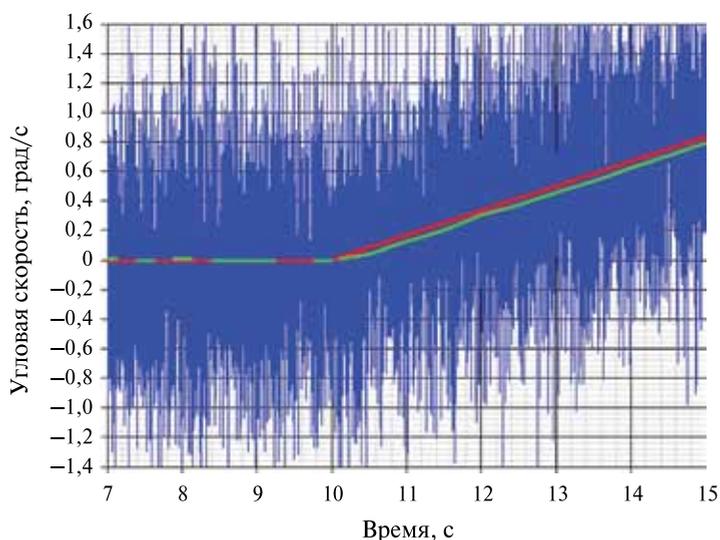
$$\omega_j = \sum m_{ij} \omega_i; \quad i = 1, 2, 3; \quad j = x, y, z,$$

где ω_j — проекция угловой скорости на j -ю ось ПСК; ω_i — проекция угловой скорости на чувствительную ось i -го ДУС; m_{ij} — проекция чувствительной оси i -го ДУС на j -ю ось ПСК.

В связи с тем, что исходные измерения датчиков являются сильно зашумленными, для уменьшения погрешности определения угловой скорости применяются различные виды фильтрации. Ниже рассмотрена фильтрация на основе усреднения измерений, метода наименьших квадратов и скользящего среднего.

Таблица 1. Точность определения угловой скорости при различных методах фильтрации (при постоянной угловой скорости)

Время усреднения, мс	с. к. о. угловой скорости при отсутствии ускорения, угл. с/с		
	усреднение	линейная фильтрация по МНК	фильтрация по методу скользящего среднего (100 мс) и МНК
50	130,72	370,76	128,17
100	70,66	197,26	77,67
200	39,29	107,92	55,70
300	28,57	78,24	38,50
400	22,6	60,1	30,72
500	18,5	49,26	25,46
750	14,16	36,05	21,80
1000	11,61	28,62	18,15
2000	7,74	16,99	12,52
3000	6,72	12,55	10,18

**Рис. 4.** Фильтрация на основе усреднения измерений ДУС при возникновении ускорения

При постоянной угловой скорости, чем больше время усреднения измерений, тем выше точность ее определения (табл. 1). Однако при возникновении ускорения ошибка будет увеличиваться, что связано с отставанием сигнала после усреднения измерений. На рис. 4 приведен пример фильтрации на основе усреднения измерений на временных интервалах по 500 мс.

Для устранения ошибки, обусловленной ускорением, можно использовать фильтрацию по методу наименьших квадратов (МНК): сначала на некотором

временном интервале аппроксимируют набор измерений, а затем определяют сглаженное значение угловой скорости на крайний момент времени рассматриваемого интервала. В этом случае удается избежать систематической ошибки при возникновении ускорения. На рис. 5 приведен пример фильтрации угловой скорости по МНК при аппроксимации измерений полиномом первого порядка на отрезках времени по 500 мс.

Однако при отсутствии ускорения погрешность определения угловой скорости после фильтрации по МНК больше, чем при усреднении измерений на том же временном интервале (см. табл. 1).

При использовании фильтрации в два этапа (предварительная фильтрация на основе скользящего среднего, затем — по методу наименьших квадратов) погрешность определения угловой скорости больше, чем при усреднении, но меньше, чем при использовании МНК (см. табл. 1). Во избежание отставания сигнала в процессе предварительной фильтрации привязка по времени осуществляется на середину интервала окна скользящего среднего, что впоследствии учитывается при фильтрации по МНК.

После анализа рассмотренных выше типов фильтрации предлагается при постоянной угловой скорости использовать фильтрацию на основе усреднения (так как при отсутствии ускорения этот метод дает более высокую точность), а при возникновении ускорения — фильтрацию по методу наименьших квадратов с предварительной фильтрацией по методу скользящего среднего (вследствие отсутствия систематической ошибки при ускорении).

При таком подходе на каждом такте опроса необходимо оценивать, отлично значение ускорения от нуля или нет. Для этого предлагается сравнивать среднее значение угловой скорости ($\omega_{\text{ср}} = f(T_{\phi})$) при времени усреднения T_{ϕ} и значение, полученное по методу наименьших квадратов ($\omega_{\text{МНК}} = f(T_{\phi})$), при фильтрации на этом же временном интервале.

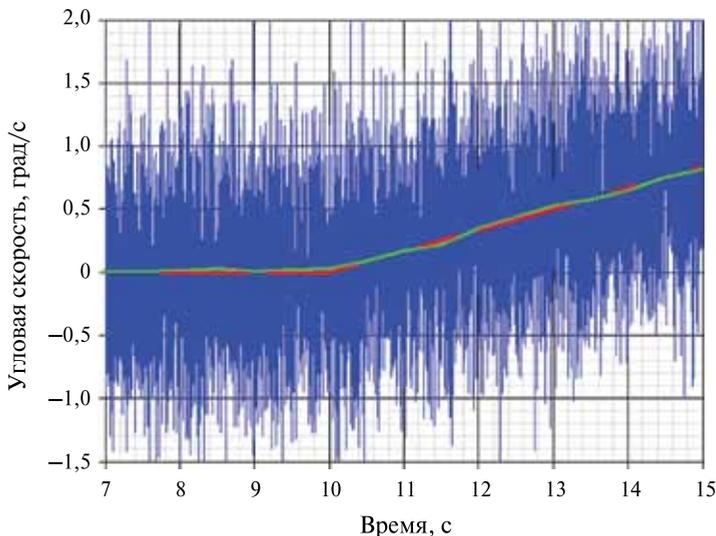


Рис. 5. Фильтрация измерений по методу наименьших квадратов

Если $\left| \omega_{\text{МНК}}(T_{\phi}) - \omega_{\text{ср}}(T_{\phi}) \right| > \Delta$, значит угловую скорость нельзя считать постоянной и следует использовать аппроксимацию по МНК, в противном случае с точностью Δ угловая скорость будет постоянной, и в качестве выходной информации следует использовать среднюю угловую скорость при времени усреднения T_{ϕ} . При этом пороговое значение может быть выбрано как $\Delta = 3\sigma(\omega_{\text{МНК}} = f(T_{\phi}))$.

3. КАЛИБРОВКА ПАРАМЕТРОВ ДАТЧИКОВ УГЛОВОЙ СКОРОСТИ

При определении угловой скорости по измерениям ДУС должны быть известны следующие величины: сигнал с датчика, масштабный коэффициент и смещение нуля (см. выражение (3)). Значения масштабного коэффициента и смещения нуля датчиков определяются в процессе наземных испытаний. Однако с течением времени значения этих параметров могут изменяться как под воздействием внешних факторов, так и случайным образом. Для учета дрейфа этих параметров их уточняют по измерениям звездного датчика.

Основной вклад в ошибку определения угловой скорости вносит дрейф смещения нуля, который проявляется на временных интервалах более нескольких десятков секунд. Поэтому уточнять этот параметр следует на небольших временных интервалах. Дрейф масштабного коэффициента в большей степени обусловлен накоплением дозы ионизирующего излучения, скорость его изменения значительно меньше. Масштабный коэффициент целесообразно калибровать при различных угловых скоростях, анализируя длительные ряды данных, содержащие участки переориентаций.

Предлагается калибровать смещение нуля и масштабные коэффициенты на разных отрезках времени в зависимости от динамических условий вращения: при постоянной скорости вращения (до 5...10 угл. мин/с) — смещение нуля, а при переменной — масштабный коэффициент. Смещение нуля уточняют только при малых угловых скоростях, так как влияние ошибки определения масштабного коэффициента при этом минимально.

Смещение нуля и масштабный коэффициент определяют из соотношения (3) для каждого датчика по известному сигналу с соответствующего датчика, проекции угловой скорости на чувствительную ось датчика (определяется на основе данных измерений ЗД и направлению чувствительной оси ДУС). При калибровке смещения нуля используется ранее уточненное значение масштабного коэффициента и наоборот.

Для снижения погрешности определения смещения нуля (масштабного коэффициента) в качестве его оценки используется среднее значение, вычисленное по нескольким десяткам мгновенных оценок этого параметра по методу скользящего среднего.

Для отработки алгоритма калибровки параметров использовались данные, полученные при помощи компьютерного моделирования. Задавалась траектория вращения, состоящая из двух участков:

- участок вращения с постоянной угловой скоростью;
- участок равноускоренного вращения.

При моделировании учитывались реальные точностные характеристики датчиков. В качестве шумовой составляющей датчиков угловой скорости использовались данные реальных измерений, полученные при опросе с частотой 300 Гц при нулевой угловой скорости. Шум звездного датчика моделировался с помощью генератора случайных чисел с учетом зависимости его величины от абсолютного значения угловой скорости.

При постоянной угловой скорости осуществлялась калибровка смещения нуля по измерениям ЗД, при равноускоренном движении — масштабного коэффициента. При этом погрешность определения смещения нуля при усреднении двадцати мгновенных оценок составила не более 1 угл. с/с.

В табл. 2 приведена зависимость погрешности определения масштабного коэффициента от диапазона изменения угловой скорости, в котором осуществлялась калибровка масштабного коэффициента.

Таблица 2. Погрешность определения масштабного коэффициента в различных диапазонах угловой скорости

Диапазон изменения угловой скорости, град/с	Погрешность определения масштабного коэффициента, %
0...1	0,58
0...2	0,30
0...4	0,18

Таким образом, несмотря на то, что погрешность звездного датчика увеличивается с ростом угловой скорости, точность определения масштабного коэффициента тем выше, чем больше диапазон изменения угловой скорости.

4. СОВМЕСТНАЯ ФИЛЬТРАЦИЯ ДАННЫХ ИЗМЕРЕНИЙ

По результатам работы модуля совместной фильтрации данных измерений должны быть сформированы параметры ориентации и угловой скорости на момент выдачи измерений.

Когда на борту КА используются высокоточные гироскопы, задача определения ориентации на текущий момент времени решается следующим образом. В требуемые моменты времени вычисляются параметры ориентации путем интегрирования измеренной гироскопами угловой скорости. У высокоточных гироскопов уходы за несколько секунд пренебрежимо малы — их точность заведомо выше, чем у ЗД.

При решении этой же задачи с использованием микроэлектромеханических датчиков угловой скорости точность определения ориентации с более высокой частотой будет определяться точностью используемых ДУС — в несколько раз хуже точности ЗД. Во избежание потери точности целесообразно по возможности использовать сглаживание измерений ЗД и прогноз параметров ориентации на момент выдачи измерений.

Пусть имеется набор измерений (t_k, \mathbf{q}_k) , $k = n, n - 1, \dots, n - N$ на сравнительно коротком отрезке времени (не более нескольких десятков секунд). При этом на

данном отрезке времени может быть выполнено сглаживание измерений полиномом не выше второй степени и прогнозирование ориентации на заданный момент времени.

Для удобства сглаживания измерений центрируем измерения относительно среднего значения на рассматриваемом отрезке времени:

$$\mathbf{s}_k = \mathbf{q}_c^{-1} \cdot \mathbf{q}_k,$$

где $\mathbf{q}_c = \frac{\mathbf{Q}}{\|\mathbf{Q}\|}$, $\mathbf{Q} = \sum_{k=n-N}^{n-1} \mathbf{q}_k$.

Далее переведем кватернионы \mathbf{s}_k в углы ориентации $\alpha_k = (\alpha_{x_k}, \alpha_{y_k}, \alpha_{z_k})^T$:

$$\alpha_{x_k} = \delta_k \frac{s_{1k}}{\sin\left(\frac{\delta_k}{2}\right)}; \alpha_{y_k} = \delta_k \frac{s_{2k}}{\sin\left(\frac{\delta_k}{2}\right)}; \alpha_{z_k} = \delta_k \frac{s_{3k}}{\sin\left(\frac{\delta_k}{2}\right)}; \delta_k = 2 \arccos(s_{0k}).$$

Сглаживание измерений будем производить для каждого угла ориентации полиномом первого или второго порядка исходя из условия минимизации суммы квадратов отклонений (метод наименьших квадратов):

$$\sum_{k=n-N}^{n-1} [\alpha_i - \alpha_i(t_k)]^2 \rightarrow \min, i = x, y, z.$$

При получении следующего измерения (t_n, \mathbf{q}_n) определяется значение \mathbf{s}_n и сравнивается со значением полинома, рассчитанного на момент времени t_n :

$$|\alpha_i - \alpha_i(t_n)| < \xi_i, i = x, y, z. \tag{4}$$

Если неравенство выполняется, значит, характер движения не изменился и в дальнейшем можно использовать сглаженное значение кватерниона ориентации $\mathbf{q}(t_n)$:

$$q_0(t_n) = \cos\left(\frac{\alpha}{2}\right); q_i(t_n) = \alpha_i \cdot \sin\left(\frac{\alpha}{2}\right); \alpha = \sqrt{\alpha_x^2 + \alpha_y^2 + \alpha_z^2}; i = x, y, z. \tag{5}$$

Длина фильтра (M) при этом увеличивается на единицу. Достигнув максимального значения M_{\max} , длина фильтра далее не увеличивается.

Так как данные от ЗД поступают с запаздыванием на один такт, то для прогнозирования параметров ориентации на момент получения данных измерений вычисляется значение $\mathbf{q}(t_{n+1})$ аналогично выражению (5).

При изменении характера движения на отрезке времени $[t_n, t_{n+1}]$ прогноз будет заведомо ошибочным. Поэтому прогнозное значение сравнивается с параметрами ориентации, вычисленными на основе измерений датчиков угловой скорости. Данные от ДУС поступают без запаздывания, что позволяет своевременно выявить момент изменения движения.

Для вычисления параметров ориентации с частотой 10 Гц без запаздывания прогнозирование параметров ориентации выполняется на требуемый момент времени $t_j (t_{n+1} < t_j < t_{n+2})$. Измерения угловой скорости также обновляются с частотой 10 Гц, что позволяет рассчитать кватернион ориентации по измерениям ДУС

$\tilde{\mathbf{q}}_j$ на момент времени t_j , перейти к углам ориентации ($\tilde{\alpha}_{ij}$) и сравнить их со значениями $\alpha_i(t_j)$ на тот же момент времени:

$$\left| \tilde{\alpha}_{ij} - \alpha_i(t_j) \right| < \zeta, \quad i = x, y, z. \quad (6)$$

При одновременном выполнении неравенств (4) и (6) прогноз можно считать достоверным с точностью $\max(\xi_i, \zeta)$, $i = x, y, z$. В противном случае в качестве параметров ориентации будут использоваться значения, вычисленные по показаниям ДУС путем интегрирования угловой скорости от момента времени t_n . Длина фильтра сократится до минимального значения M_0 .

Таким образом, если отклонение прогнозного значения от сглаживающего полинома и измерений ДУС — в допустимых пределах, используется прогнозируемое значение, в противном случае — параметры ориентации, рассчитанные по показаниям ДУС.

Алгоритм совместной фильтрации был отработан на модели. Для этого были сгенерированы измерения звездного датчика и датчиков угловой скорости при задании вращения по произвольной орбите. Шумовые составляющие измерений приборов генерировались так же, как и при отработке алгоритма калибровки параметров ДУС.

Поскольку исходные параметры ориентации вычислены с равной точностью, то пороговые значения измерений БОКЗ по трем осям одинаковы: $\xi_i = 6$ угл. с ($i = x, y, z$), пороговое значение измерений ДУС составляет $\zeta = 76$ угл. с. Минимальная длина фильтра, когда возможен прогноз, составляет 4 измерения, максимальная — 20 измерений.

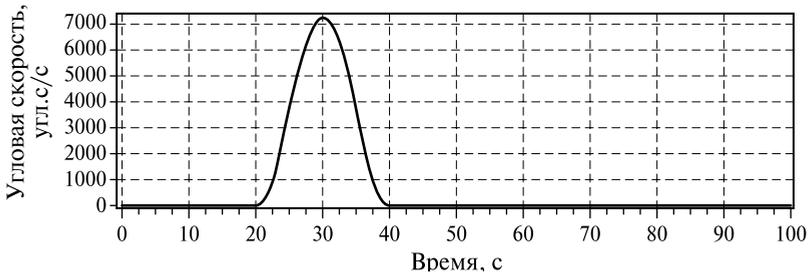


Рис. 6. Модель изменения угловой скорости в режиме переориентации

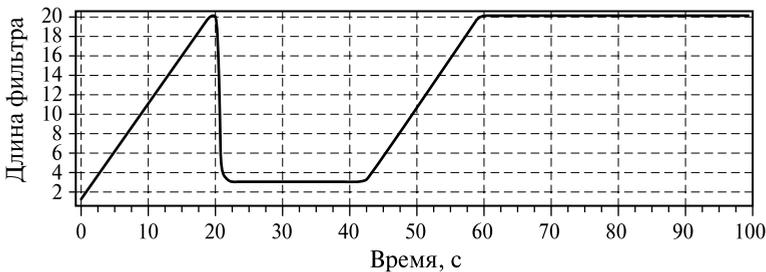


Рис. 7. Изменение длины фильтра M

Результатом работы алгоритма являются параметры ориентации, вычисленные на момент их выдачи в БВМ с частотой 10 Гц. Иллюстрация модельного движения и результаты работы алгоритма приведены на рис. 6–8 (рис. 6,7 см. с. 46).

При получении данных первого измерения ЗД (с запаздыванием на 1 с) расчет параметров ориентации осуществляется на основе показаний ДУС, путем интегрирования угловой скорости с момента привязки последних параметров ориентации. При увеличении длины фильтра до $M_0 = 4$ параметры ориентации вычисляются на текущий момент времени на основе прогноза по измерениям ЗД. При возникновении ускорения ошибка прогноза нарастает, и при превышении порогового значения длина фильтра уменьшается до минимального значения (не выполняется условие (6)), дальнейший расчет ориентации снова осуществляется на основе интегрирования измерений ДУС. После окончания переориентации длина фильтра постепенно увеличивается, используются прогнозные значения параметров ориентации.

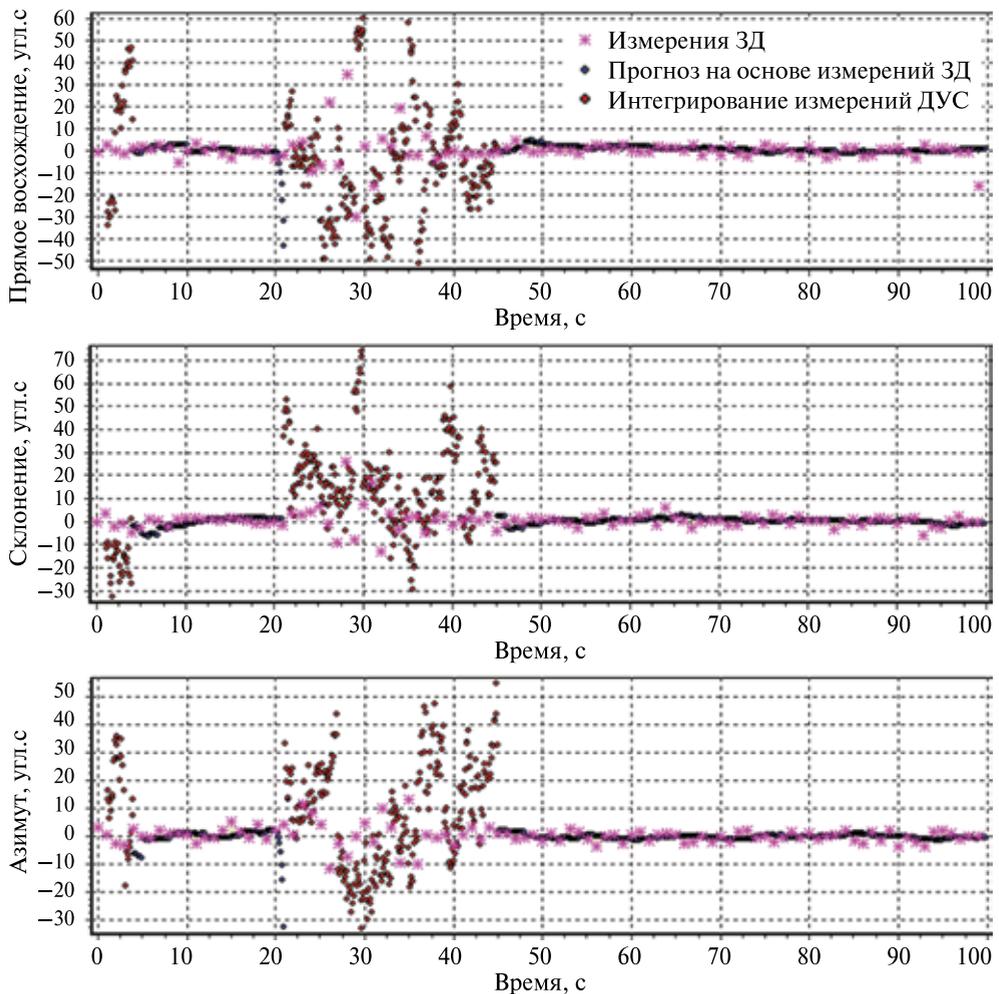


Рис. 8. Ошибка определения параметров ориентации

Заклучение

При помощи компьютерного моделирования были получены характерные вращения в режиме орбитального полета и при переориентации космического аппарата. Данные измерений звездных координаторов и датчиков угловой скорости, полученные по результатам натурных и стендовых испытаний, позволили использовать при моделировании реальные погрешности измерений приборов.

Предложенные алгоритмы обработки данных со звездных датчиков и ДУС позволяют определять параметры углового вращения КА с высокой точностью. При этом привязка информации осуществляется на момент передачи данных БВМ, а частота передачи соответствует частоте работы системы управления движением КА

При отработке алгоритмов на модели были получены следующие результаты:

- при фильтрации измерений ДУС на интервале 1 с точность определения угловой скорости на момент выдачи информации БВМ составляет 12 угл. с/с в режиме орбитальной ориентации и 18 угл. с/с в режиме переориентации (при наличии измерений звездных координаторов);
- при фильтрации параметров ориентации по измерениям звездных датчиков и ДУС точность определения параметров ориентации составляет до 2 угл. с в режиме орбитального полета и 20 угл. с — в режиме переориентации.

JOINT DATA PROCESSING ALGORITHMS FROM STAR TRACKERS AND MICROELECTROMECHANICAL RATE SENSORS

G. A. Avanesov, R. V. Bessonov, S. A. Dyatlov, A. N. Kurkina, V. V. Sazonov

Space Research Institute (IKI RAN), Moscow

Main principles of joint data processing from various channels of information (two star trackers and three single-axis rate sensors) are presented in article. Algorithms allowing to determinate orientation parameters at the data sending moment to on-board computer are considered.

Keywords: rate sensors, star tracker, orientation parameters determination, data filtering, parameters calibration.

Avanesov Genrih Aronovich — chief scientist, doctor of technological science, E-mail: besson777@rambler.ru.

Bessonov Roman Valer'evich — head of department, PhD, E-mail: besson777@rambler.ru.

Dyatlov Sergey Alexandrovich — programmer, E-mail: sercom@mail.ru.

Kurkina Anna Nikolaevna — programmer, E-mail: kurkinaan@mail.ru.

Sazonov Victor Vasilyevich — senior staff scientist, doctor of physical and mathematical science.

E-mail: sazonov@keldysh.ru.

РЕЗУЛЬТАТЫ НАЗЕМНЫХ ИСПЫТАНИЙ МИКРОЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКИХ ДАТЧИКОВ УГЛОВОЙ СКОРОСТИ CRG20 И SiRRS01

Р. В. Бессонов, С. А. Дятлов, А. Н. Куркина

*Учреждение Российской академии наук
Институт космических исследований РАН (ИКИ РАН), Москва*

Определены основные точностные характеристики датчиков угловой скорости. Исследованы зависимости параметров датчиков от таких внешних факторов, как температура, напряжение и абсолютная величина угловой скорости. Проведены испытания на стойкость к ионизирующему излучению. Приведены зависимости изменения основных точностных характеристик и параметров датчиков от величины поглощенной дозы.

Ключевые слова: микроэлектромеханические датчики угловой скорости, случайный дрейф, температурный дрейф, нелинейность масштабного коэффициента, радиационная стойкость.

Введение

Микроэлектромеханические датчики угловых скоростей (ДУС) появились на рынке всего несколько лет назад, но уже нашли широкое применение в самых различных областях. К основным их достоинствам, в первую очередь, относятся сравнительно небольшие габариты и энергопотребление, а также высокие показатели по надежности, которые обеспечиваются отсутствием механических частей. Основным недостатком микроэлектромеханических датчиков является более низкая точность в сравнении с лазерными, волоконно-оптическими и механическими гироскопами.

В данной работе проводится исследование основных характеристик ДУС серии CRG20 и SiRRS01 фирмы Silicon Sensing (Великобритания). В настоящее время это одни из наиболее точных датчиков в классе микроэлектромеханических гироскопов.

В общем виде математическая модель ДУС может быть представлена в следующем виде:

$$W = k\omega + b, \quad (1)$$

где W — сигнал с датчика угловой скорости; k — масштабный коэффициент; b — смещение нуля; ω — проекция угловой скорости на чувствительную ось датчика.

Таким образом, сигнал с ДУС (W) пропорционален проекции скорости на его чувствительную ось. При отсутствии угловой скорости сигнал может отличаться от нуля, что отражает характерный параметр датчика — смещение нуля (b). Как показывает практика, нередко оказывается, что масштабный коэффициент и смещение нуля зависят от температуры (T), напряжения и других внешних воздействий. Кроме того, масштабный коэффициент может быть подвержен нелинейности относительно угловой скорости, т. е. отличаться при различных значениях угловой скорости.

Бессонов Роман Валерьевич — заведующий отделом, кандидат технических наук, E-mail: besson777@rambler.ru.

Дятлов Сергей Александрович — программист, E-mail: sercom@mail.ru.

Куркина Анна Николаевна — программист, E-mail: kurkinaan@mail.ru

Преобразовав выражение (1), легко получить формулу для определения угловой скорости:

$$\omega = \frac{W - b}{k}.$$

Очевидно, что погрешность определения угловой скорости будет зависеть от того, насколько точно известны истинные значения смещения нуля и масштабного коэффициента датчика, а также от шумовой составляющей сигнала W . Поэтому при проведении наземных испытаний необходимо выявить, от каких параметров (факторов) в действительности зависят масштабный коэффициент и смещение нуля, и существует ли возможность компенсации соответствующих зависимостей. Когда вычисленные оценки масштабного коэффициента и смещения нуля близки к истинным, предельная точность угловой скорости определяется величиной шумовой составляющей сигнала W .

1. ВЫБОР ОПТИМАЛЬНОЙ ЧАСТОТЫ ОПРОСА ДАТЧИКОВ

Критерием выбора оптимальной частоты опроса является минимизация погрешности определения средней угловой скорости на некотором отрезке времени.

Для определения оптимальной частоты опроса регистрировались ряды измерений при разной частоте опроса. По каждой реализации рассчитывалось среднеквадратическое отклонение (с. к. о.) усредненных на секундных интервалах времени значений угловой скорости.

На рис. 1 показаны сигнал с датчика угловой скорости серии CRG20 при частоте опроса 600 Гц и среднее значение этого сигнала на последовательных отрезках времени длиной 1 с. Значения с. к. о. усредненной угловой скорости при времени усреднения 1 с и различных значениях частоты опроса приведены в табл. 1 для датчика серии SiRRS01 и в табл. 2 для датчика серии CRG20.

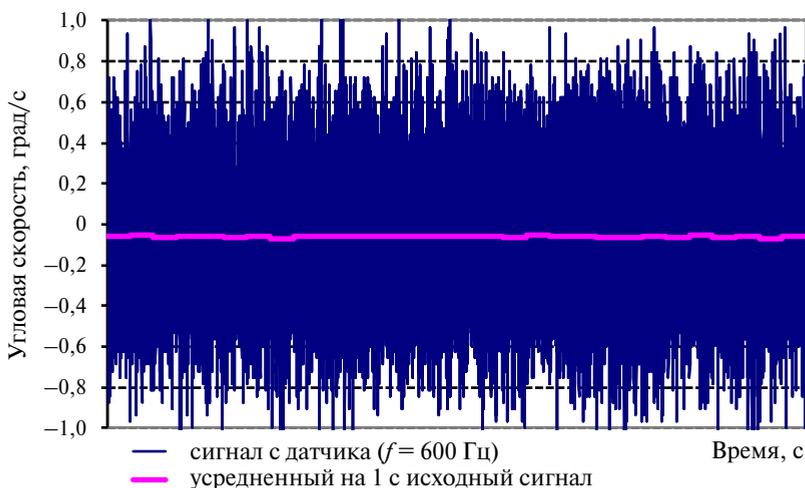


Рис. 1. Усреднение угловой скорости на интервале 1 с

Таблица 1. Выбор частоты опроса датчиков серии SiRRS01

Частота опроса, Гц	с. к. о. усредненной угловой скорости за 1 с, угл. с/с
350	34,47
400	28,37
500	16,60
600	14,62
700	11,39
800	11,56

Таблица 2. Выбор частоты опроса датчиков серии CRG20

Частота опроса, Гц	с. к. о. усредненной угловой скорости за 1 с, угл. с/с			
	ДУС № 1	ДУС № 2	ДУС № 3	ДУС № 4
100	56,67	57,84	54,96	54,05
200	32,77	30,12	26,21	32,43
300	24,36	19,21	15,38	27,28
400	26,83	23,99	15,32	30,29
500	26,53	23,22	14,13	30,47
600	26,67	20,19	16,72	38,06

По результатам экспериментов для датчиков серии SiRRS01 оптимальная частота опроса составляет 700 Гц, для датчиков серии CRG20 — 300 Гц. При таких значениях частоты опроса достигается предельная точность определения угловой скорости: ~12 угл. с/с для датчиков серии SiRRS01 и от 15 до 27 угл. с/с — для датчиков серии CRG20.

Большинство экспериментов, описание которых приведено в данной статье, проводилось при регистрации измерений датчиков с частотой опроса, соответствующей оптимальной, и последующем усреднении на временном интервале 1 с.

2. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТОЧНОСТНЫХ ПАРАМЕТРОВ

Для оценки основных точностных характеристик датчиков, как правило, используется вариация Алана — $\delta(\tau)$. Эта характеристика отражает величину ошибки определения смещения нуля, получаемой для различных интервалов усреднения при условии постоянства внешних факторов (скорости, температуры и др.):

$$\delta^2(\tau) = \frac{1}{2(N-1)} \left(b_i(\tau) - b_{i-1}(\tau) \right)^2,$$

где $b_i(\tau)$ — усредненное значение смещения нуля на интервале времени τ ; N — число интервалов времени длиной τ .

Данная характеристика показывает, какой минимальной величины нестабильности нуля можно достичь при оптимальном времени усреднения. Величина дрейфа (град/ч), указываемая производителями в спецификациях к своим изделиям, есть минимальное значение вариации Алана. По вариации Алана определяется

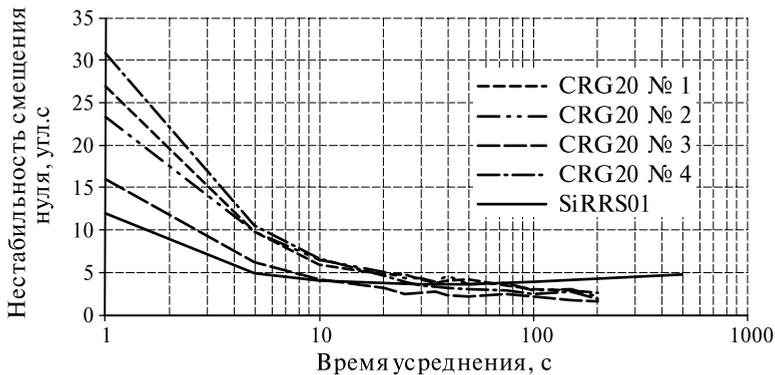


Рис. 2. Вариация Алана датчиков серии CRG20 и SiRRS01

еще одна точностная характеристика — случайное блуждание угла (angular random walk, ARW):

$$ARW = \frac{\delta(\tau = 1)}{60}.$$

Эта величина характеризует погрешность определения углового положения, обусловленную только шумовой составляющей, и измеряется в град/ $\sqrt{ч}$. На рис. 2 приведены графики вариации Алана, полученные по результатам серии экспериментов. Фактические значения дрейфа смещения нуля и случайного блуждания угла, рассчитанные на основании вариации Алана, приведены в табл. 3.

Таблица 3. Точностные параметры датчиков

Параметры	SiRRS01	CRG20
Случайное блуждание угла, град/ $\sqrt{ч}$	0,2	0,25...0,50
Дрейф смещения нуля, град/ч	3,5	2...2,5

3. НЕЛИНЕЙНОСТЬ МАСШТАБНОГО КОЭФФИЦИЕНТА

Нелинейность масштабного коэффициента выражается в его зависимости от величины (и знака) проекции угловой скорости на чувствительную ось датчика.

Для определения масштабного коэффициента плата с датчиками устанавливается на поворотную платформу, которая позволяет определять угол поворота с точностью до 5 угл.с. Вычисление масштабного коэффициента осуществляется путем сравнения угловой скорости, вычисленной по измерениям поворотной платформы, с показаниями датчиков.

Для определения зависимости масштабного коэффициента от величины угловой скорости задавалось вращение поворотной платформы по и против часовой стрелки с постоянной угловой скоростью в диапазоне от 1 до 10 град/с. Вращение платформы в одном направлении при каждом значении угловой скорости повторялось по 8 раз. Результаты испытаний приведены на рис. 3 и 4.

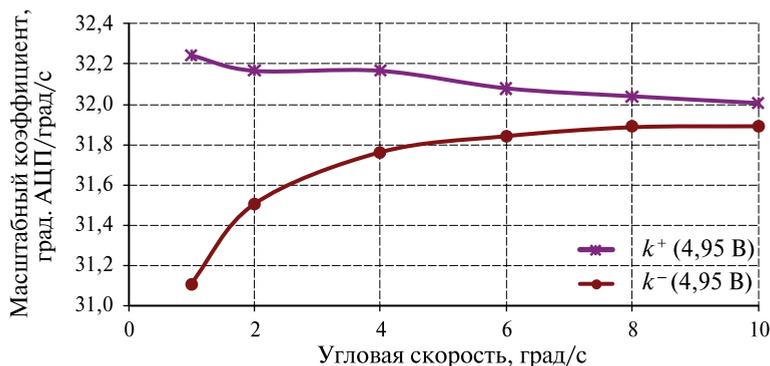


Рис. 3. Нелинейность масштабного коэффициента датчика CRG20

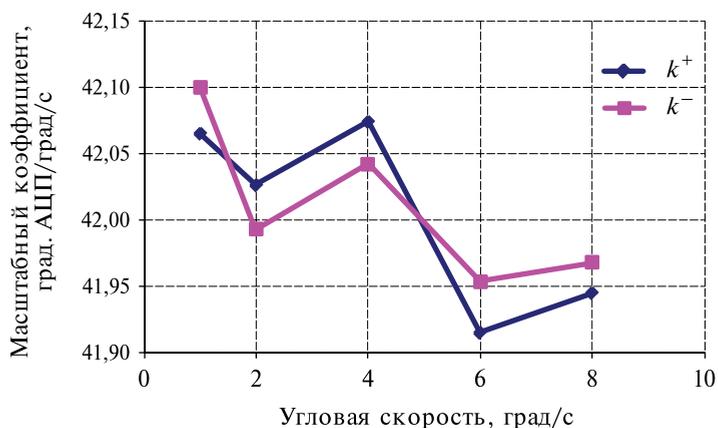


Рис. 4. Нелинейность масштабного коэффициента датчика SiRRS01

Как видно на рис. 3, 4, у датчиков серии CRG20 наблюдается явная зависимость масштабного коэффициента как от абсолютной величины угловой скорости, так и от направления вращения (знака проекции), у датчиков серии SiRRS01 подобные зависимости не выявлены. Поэтому при расчете угловой скорости по измерениям датчиков CRG20 желательно учитывать полученную зависимость, а влиянием величины угловой скорости на масштабный коэффициент датчиков SiRRS01 можно пренебречь.

4. ВЛИЯНИЕ НАПРЯЖЕНИЯ

На данный момент исследование влияния напряжения проведено только для датчиков серии CRG20.

В процессе испытаний осуществлялось измерение параметров ДУС при различных напряжениях в пределах рабочего диапазона, указанного производителем, — от 4,75 до 5,25 В. Напряжение измерялось при помощи цифрового мультиметра. Оценивалось максимальное отличие параметров ДУС от их значений при номинальном рабочем напряжении (5 В).

При определении зависимости смещения нуля от напряжения датчик находился в состоянии покоя. При фиксированном напряжении показания датчика регистрировались в течение 1 мин. Приведенные на рис. 5 величины есть средние значения нулевой угловой скорости при соответствующем напряжении. Аналогичные зависимости были получены и для масштабного коэффициента (рис. 6) при вращении в направлении по и против часовой стрелки со скоростью 10 град/с.

Как видно на рис. 5, 6, зависимость смещения нуля и масштабного коэффициента от напряжения носит линейный характер. Максимальное изменение смещения нуля в диапазоне рабочих напряжений относительно его значения при номинальном напряжении составляет 300 угл.с, масштабного коэффициента — 1,3 %. Введение компенсации коэффициентов по напряжению позволит практически полностью учесть его влияние и устранить связанные с этим ошибки определения угловой скорости.

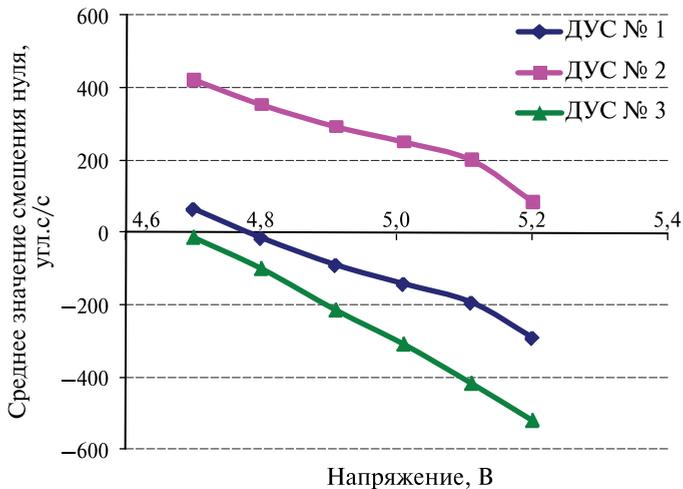


Рис. 5. Зависимость смещения нуля от напряжения

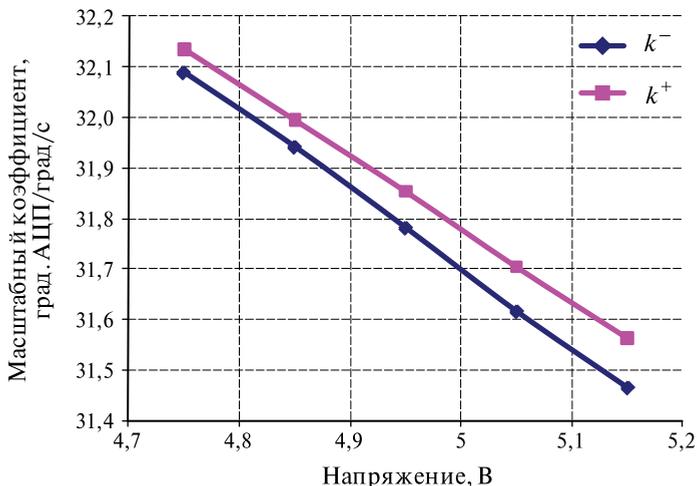


Рис. 6. Зависимость масштабного коэффициента от напряжения

5. ВЛИЯНИЕ ТЕМПЕРАТУРЫ

Для определения зависимости смещения нуля ДУС от температуры были проведены испытания датчиков SiRRS01 и CRG20 в климатической камере. Циклограмма изменения температуры внутри камеры приведена на рис. 7. На участках нагрева/охлаждения скорость изменения температуры в камере составляла $1\text{ }^{\circ}\text{C}/\text{мин}$ ($60\text{ }^{\circ}\text{C}/\text{ч}$). Во время испытаний фиксировались значения угловой скорости и температуры датчика. Так как во время испытаний датчики находятся в неподвижном состоянии, значение угловой скорости соответствует величине смещения нуля. Зависимости смещения нуля от температуры для датчиков SiRRS01 и CRG20, полученные по результатам испытаний, приведены на рис. 8 и 9 соответственно.

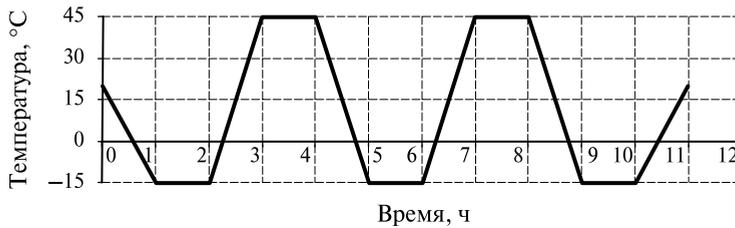


Рис. 7. Циклограмма изменения температуры в климатической камере

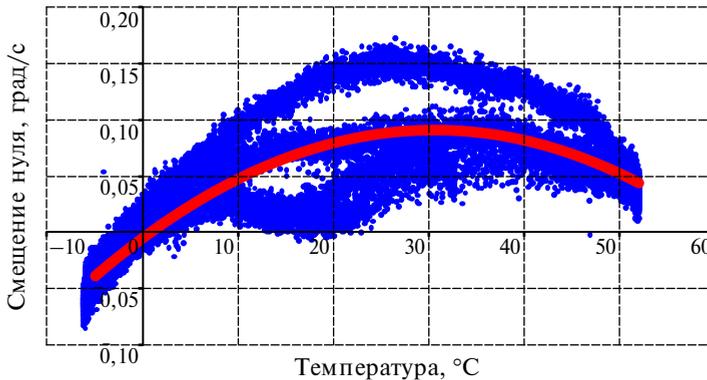


Рис. 8. Зависимость угловой скорости от температуры датчика SiRRS01

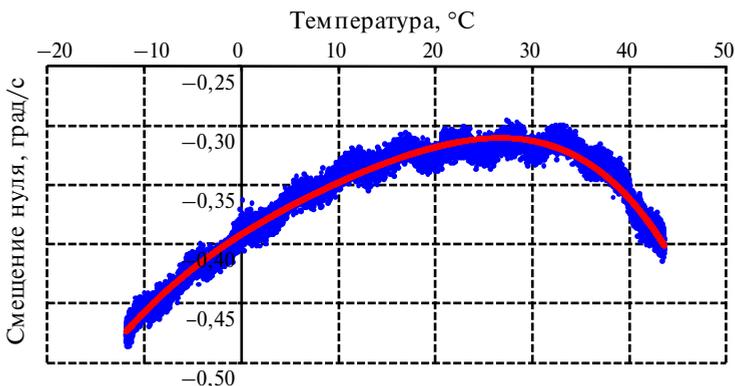


Рис. 9. Зависимость угловой скорости от температуры датчика CRG20

На рис. 8 видно, что зависимость для датчика SiRRS01 в большом диапазоне температур (от 5 до 50 °С) носит явный нестабильный характер. Это связано, очевидно, с зависимостью смещения нуля от градиента температуры. Попытки ввести коэффициент учета градиента температуры оказались неудачными, поскольку эта зависимость хотя и прослеживалась, но также носила нестабильный характер. При значениях от -5 до $+5$ °С температура изменялась более плавно — зависимость смещения нуля в этом диапазоне более стабильна. Зависимость смещения нуля от температуры для датчиков серии CRG20 может быть достаточно точно аппроксимирована полиномом 2...4 порядка. В табл. 4 приведены параметры, характеризующие точность аппроксимации зависимости смещения нуля от температуры для датчиков серии CRG20 и SiRRS01. По приведенным данным видно, что компенсация смещения нуля по температуре целесообразна только для датчиков CRG20.

Таблица 4. Точность компенсации смещения нуля по температуре

Параметры	SiRRS01	CRG20
Разброс смещения нуля в полном температурном диапазоне, град/с	0,25	0,2
Разброс смещения нуля после компенсации по температуре, град/с	0,15	0,04
Разброс смещения нуля при постоянной температуре, град/с	0,02	0,02

Определение зависимости масштабного коэффициента с использованием климатической камеры некорректно, поскольку поворотная платформа не предназначена для работы в широком температурном диапазоне. В связи с этим для определения влияния температуры на масштабный коэффициент проводился эксперимент в более узком диапазоне температур с использованием элемента охлаждения Пельтье. На рис. 10 приведены характеристики, полученные при температурах 6, 23 и 40 °С соответственно.

Видно, что характеристики, полученные при температурах 6 и 23 °С, практически совпадают. Максимальное отличие масштабного коэффициента при одной и той же угловой скорости и направлении вращения составляет около 0,6 %. С учетом полученных результатов можно рекомендовать стабилизировать температуру датчиков в пределах от 6 до 23 °С.

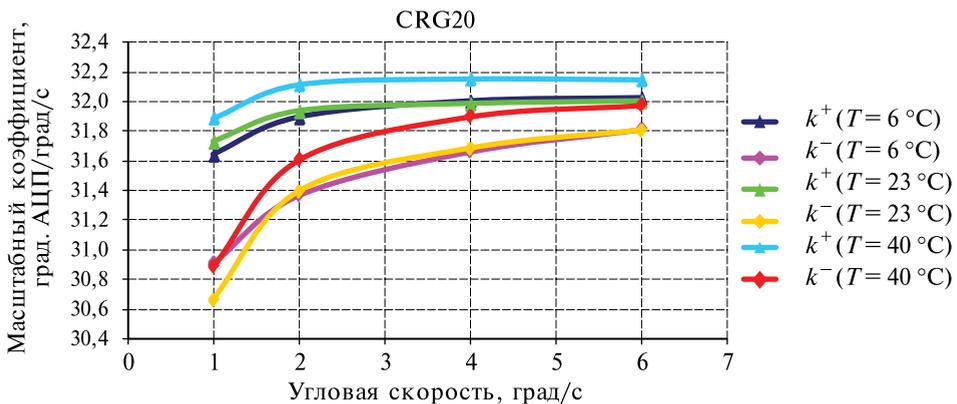


Рис. 10. Нелинейность масштабного коэффициента при различных температурах

6. ИСПЫТАНИЯ НА СТОЙКОСТЬ К ИОНИЗИРУЮЩЕМУ ВОЗДЕЙСТВИЮ

Для датчиков серии CRG20 были проведены испытания на стойкость к ионизирующему излучению в НИИ рентгенорадиологии.

Условия проведения испытаний

Источник излучения Co-60
 Суммарная внесенная доза . . . 18,1 крад
 Интенсивность облучения . . . 0,9 рад/с
 Отжиг в течение недели при $T = 100\text{ }^{\circ}\text{C}$

В качестве контролируемых параметров были выбраны масштабный коэффициент и смещение нуля.

До начала испытаний были измерены следующие параметры датчиков: масштабный коэффициент, смещение нуля, нестабильность смещения нуля и случайное блуждание угла. В процессе испытаний после внесения очередной дозы 4125 рад облучение прекращалось, и плата с датчиками устанавливалась на поворотную платформу для определения масштабного коэффициента. По измерениям датчиков, полученным во время непосредственного облучения, были определены значения смещения нуля при соответствующей накопленной дозе. После внесения суммарной дозы 18,1 крад был произведен отжиг в течение 7 дней при температуре 100 °С, после чего были повторно определены все характеристики, измеренные до начала испытаний. Основные результаты испытаний приведены в табл. 5 и 6. На рис. 11 и 12 (см. с. 58) проиллюстрирована динамика изменения смещения нуля и масштабного коэффициента в процессе накопления дозы и после проведения отжига для одного из датчиков.

Таблица 5. Смещение нуля и масштабный коэффициент датчиков CRG20 до и после радиационных испытаний

Серийный номер датчика	Смещение нуля, град/с		Масштабный коэффициент, град. АЦП/град/с			
			k^+		k^-	
	до	после	до	после	до	после
Образец № 1	0,1432	0,1819	31,77	31,92	31,71	31,85
» № 2	-0,0898	-0,1440	31,88	31,97	31,75	31,84
» № 3	-0,3127	-0,3075	31,86	31,91	31,94	32,00
» № 4	0,0280	-0,0309	31,89	31,99	31,91	32,04

Таблица 6. Точностные параметры датчиков CRG20 до и после радиационных испытаний

Серийный номер датчика	Нестабильность смещения нуля, град/ч		Случайное блуждание угла, град/√ч	
	до	после	до	после
Образец № 1	2,99	2,65	0,45	0,47
» № 2	2,95	2,52	0,39	0,33
» № 3	2,10	2,36	0,27	0,26
» № 4	2,52	2,90	0,52	0,49

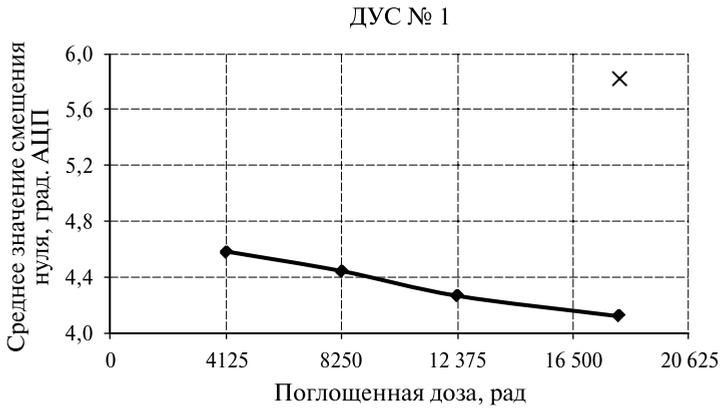


Рис. 11. Зависимость смещения нуля от накопленной дозы

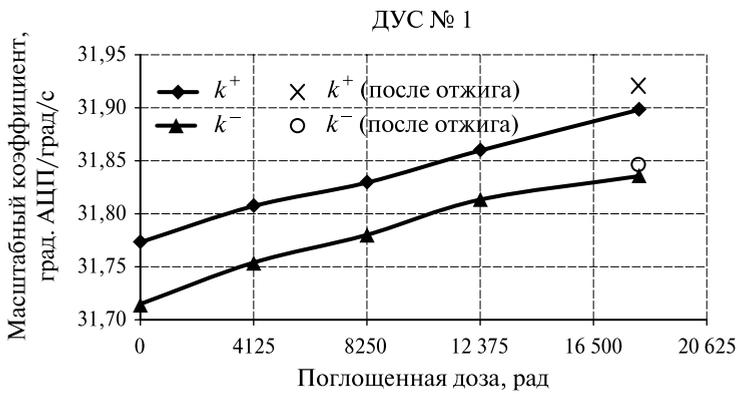


Рис. 12. Зависимость масштабного коэффициента от накопленной дозы

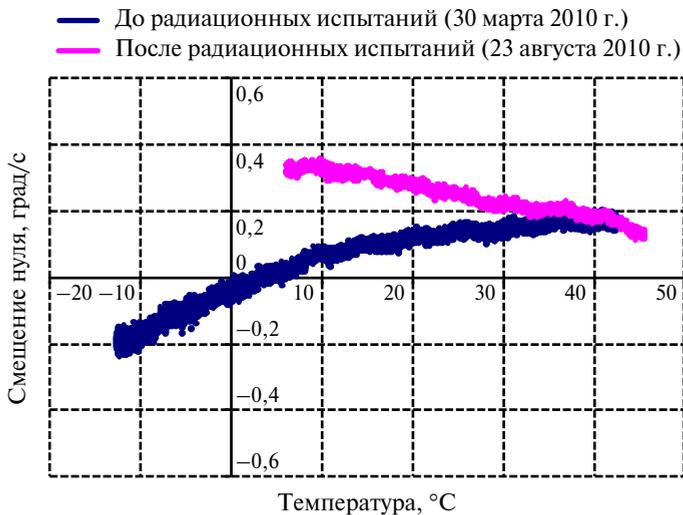


Рис. 13. Зависимость смещения нуля от температуры до и после испытаний на радиационную стойкость

Значения нестабильности смещения нуля и случайного блуждания угла остались практически неизменными. Изменение масштабных коэффициентов относительно первоначальных значений составляет 0,2...0,5 %.

В процессе испытаний температура датчиков составляла 30...35 °С. Как видно на рис. 11, при таких условиях значение смещения нуля изменилось незначительно. Однако этот параметр изменяется под воздействием температуры (см. п. 5). Поэтому после окончания испытаний была заново определена зависимость смещения нуля от температуры для одного из датчиков (рис. 13, см. с. 58).

Как видно на рис. 13, при температуре 7 °С значение смещения нуля до и после облучения изменилось более чем на 0,3 град/с.

Таким образом, коэффициенты датчиков подвержены изменению под воздействием ионизирующего излучения, однако они могут быть уточнены в процессе функционирования датчиков на борту космического аппарата. Точностные параметры образцов до и после проведения испытаний практически идентичны (см. табл. 6).

Для датчиков серии SiRRS01 имеются данные аналогичных испытаний, представленные в технической документации. Испытания проводились в значительно более жестких условиях в сравнении с CRG20 (медленное накопление дозы, большее значение внесенной дозы). Значения основных параметров до и после облучения приведены в табл. 7 и 8.

Условия проведения испытаний

Источник излучения Со-60
Суммарная внесенная доза . . . 38,1 крад
Интенсивность облучения . . . Нет данных
Отжиг В течение двух месяцев

Таблица 7. Смещение нуля и масштабный коэффициент датчиков SiRRS01 до и после радиационных испытаний

Серийный номер датчика	Смещение нуля (до испытаний), град/с	Смещение нуля (после испытаний), град/с	Масштабный коэффициент (до испытаний), мВ/град/с	Масштабный коэффициент (после испытаний), мВ/град/с
D101	-0,19	-0,45	78,99	81,37
D0005	-0,12	-2,31	79,38	90,57

Таблица 8. Точностные параметры датчиков SiRRS01 до и после радиационных испытаний

Серийный номер датчика	Нестабильность смещения нуля (до испытаний), град/ч	Нестабильность смещения нуля (после испытаний), град/ч	Случайное блуждание угла (до испытаний), град/√ч	Случайное блуждание угла (после испытаний), град/√ч
D101	4,0	82,8	0,11	1,77 г
D0005	4,1	14,4	0,13	8,07

Таким образом, после накопления суммарной внесенной дозы 38,1 крад значительно изменяются коэффициенты датчиков, точностные характеристики

ухудшаются на порядок и более. В дальнейшем планируется провести испытания на радиационную стойкость датчиков SiRRS01 при тех же условиях, что и для датчиков серии CRG20.

Сводные данные по всем видам испытаний приведены в табл. 9.

Таблица 9. Изменение параметров датчиков SiRRS01 и CRG20 под воздействием внешних факторов

Внешний фактор	Датчик			
	CRG20		SiRRS01	
	смещение нуля, град/с	масштабный коэффициент, %	смещение нуля, град/с	масштабный коэффициент, %
Температура	0,2	0,6	0,2	Нет данных
Напряжение	0,14	2	Нет данных	Нет данных
Облучение	< 0,3	0,5	0,25	3
Величина угловой скорости	—	2,5	—	±0,24

Заключение

Проведенные испытания позволили выявить характерные зависимости основных параметров датчиков от таких внешних факторов как температура, напряжение питания, угловая скорость и уровень поглощенной дозы ионизирующего излучения.

Найденные зависимости могут быть использованы для компенсации параметров датчиков по температуре, напряжению и т.д., что позволит повысить точность определения угловой скорости. По проведенным на настоящий момент испытаниям датчиков серии SiRRS01 можно заключить, что компенсация нестабильности смещения нуля не требуется. Возможна компенсация зависимости смещения нуля от температуры, однако при быстром нагреве (охлаждении) она не принесет желаемого эффекта. Для датчиков серии CRG20 рекомендуется учитывать зависимости коэффициентов датчиков от напряжения, смещения нуля от температуры, а также нелинейность масштабного коэффициента. При условии периодической калибровки коэффициентов по измерениям других приборов ориентации зависимостью масштабного коэффициента от температуры можно пренебречь.

В связи с тем, что не всегда удастся компенсировать изменение параметров датчиков под воздействием внешних факторов, при построении систем ориентации с использованием гироскопов, как правило, используют калибровку этих параметров по измерениям других датчиков ориентации (например, звездных координаторов). При выполнении всех вышеизложенных рекомендаций и калибровке параметров по измерениям сторонних приборов возможно определение угловой скорости с точностью ~12 угл.с/с для датчиков серии SiRRS01 и от 15 до 27 угл.с/с — для датчиков серии CRG20 при любых угловых скоростях и ускорениях.

**RESULTS OF GROUND TEST MEMS RATE SENSORS
CRG20 & SIRRS01****R. V. Bessonov, S. A. Dyatlov, A. N. Kurkina**
Space Research Institute (IKI RAN), Moscow

Accuracy characteristics of the rate sensors have been detected. Dependences of sensors parameter on external factors such as temperature, voltage and rate absolute magnitude have been analyzed. Irradiation effects test has been performed. Dependences of parameters and accuracy characteristics on absorbed radiation dose magnitude are presented.

Keywords: MEMS rate sensors, random drift, drift of temperatures, scale factor non-linearity, radiation resistance.

Bessonov Roman Valerievich — head of department, PhD, E-mail: besson777@rambler.ru.

Dyatlov SergeyAlexandrovich — programmer, E-mail: sercom@mail.ru.

Kurkina Anna Nikolaevna — programmer, E-mail: kurkinaan@mail.ru.

НАЗЕМНЫЙ ЭКСПЕРИМЕНТ ПО СИНХРОННОМУ ОПРЕДЕЛЕНИЮ ПАРАМЕТРОВ УГЛОВОЙ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ ОРИЕНТАЦИИ ТРЕМЯ ПРИБОРАМИ ЗВЕЗДНОЙ ОРИЕНТАЦИИ БОКЗ-М

А. В. Никитин, Б. С. Дунаев, В. А. Красиков

*Учреждение Российской академии наук
Институт космических исследований РАН (ИКИ РАН), Москва*

В работе изложены результаты эксперимента по синхронному определению ориентации системы из трех приборов звездной ориентации в инерциальной системе координат путем наблюдения звезд в штатном режиме и в режиме съемки одиночных кадров. Оценена точность определения угла между осями Z приборов. Построена зависимость точности определения угла вращения вокруг оси Z от угла между осями приборов.

Ключевые слова: прибор звездной ориентации, инерциальная система координат, приборная система координат, прямое восхождение, склонение, угловые параметры ориентации.

Введение

Эксперимент по синхронному определению угловых параметров ориентации осей внутренних систем координат приборов БОКЗ-М (ВСК) в осях инерциальной системы координат (ИСК) планировался для решения следующих основных задач, связанных с оценкой точностных характеристик приборов семейства БОКЗ-М:

- оценка точности, основанная на анализе изменений двух угловых параметров ориентации (угол δ — склонение оси $Z_{\text{ВСК}}$ прибора и угол азимута A — разворот вокруг оси Z);
- альтернативная оценка точности, основанная на анализе изменений угловых расстояний между осями $Z_{\text{ВСК}}$ трех приборов, а также величины сферического избытка;
- оценка точности определения угловых параметров ориентации осей обобщенной системы координат, построенной по информации о направлении осей Z первого и третьего приборов в ИСК, оси которых развернуты на угол $\sim 20^\circ$.

В основе подходов к проведению оценки точности лежит следующая предпосылка.

На интервале проведения сеанса синхронной съемки при отсутствии механических и температурных деформаций, а также ошибок измерений должны оставаться постоянными:

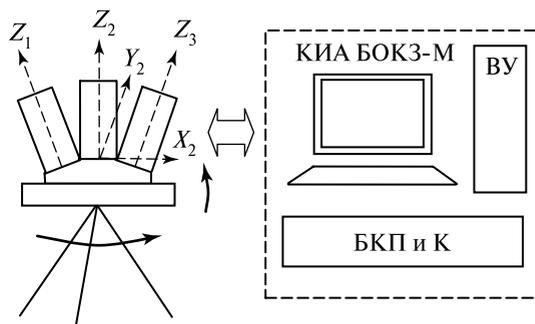
- два угловых параметра ориентации A и δ каждого прибора;
- три угла между осями Z трех приборов;

Никитин Андрей Владимирович — старший научный сотрудник, кандидат технических наук, E-mail: andvnik935@yandex.ru.

Дунаев Борис Семенович — главный конструктор проекта.

Красиков Виктор Алексеевич — старший научный сотрудник, кандидат технических наук.

Рис. 1. Схема проведения эксперимента: ВУ — вычислительное устройство; БКП и К — блок коммутации питания и контроля



- величина сферического избытка;
- отличие суммы углов между осями Z крайних и центральных приборов от угла между осями Z крайних приборов.

При проведении эксперимента использовалась специально сконструированная установка (рис. 1), включающая:

- кронштейн с тремя посадочными местами под приборы БОКЗ-М; при этом посадочные места приборов ориентировались относительно друг друга таким образом, чтобы оси $Z_{\text{ВСК}}$ приборов располагались приблизительно в одной плоскости и углы между осями Z соседних приборов составляли 10° , оси $Y_{\text{ВСК}}$ приборов должны быть соосны и приблизительно параллельны друг другу;
- штатив для размещения на нем кронштейна с приборами БОКЗ-М; штатив может разворачиваться вокруг осей $Z_{\text{ВСК}}$ и $X_{\text{ВСК}}$ центрального прибора БОКЗ-М2;
- контрольно-испытательная аппаратура (КИА) БОКЗ-М, обеспечивающая синхронное функционирование трех приборов и регистрацию результатов в файле протокола; программное обеспечение КИА выполняет, кроме служебных, прикладные функции, позволяющие обрабатывать полученные в процессе проведения эксперимента данные в режиме «реального времени».

ПРИНЯТЫЕ СИСТЕМЫ КООРДИНАТ

При проведении эксперимента использовались следующие системы координат (СК) (рис. 2, см. с. 64):

- инерциальная (вторая экваториальная) система координат (ИСК), задаваемая стандартным способом;
- внутренняя система координат (ВСК) каждого прибора БОКЗ-М, задаваемая направлением строк и столбцов ПЗС-матрицы, а также ее положением относительно задней узловой точки объектива;
- система координат кронштейна, совпадающая с системой координат центрального (второго) прибора БОКЗ-М;
- обобщенная система координат (ОСК), образованная двумя осями Z первого и третьего приборов: ось Z_0 расположена в плоскости, образованной осями Z_1 и Z_3 ВСК и направлена по биссектрисе угла между этими осями; ось Y_0 совпадает с нормалью к плоскости, образованной осями Z_1 и Z_3 ; ось X_0 дополняет систему координат до правой тройки векторов.

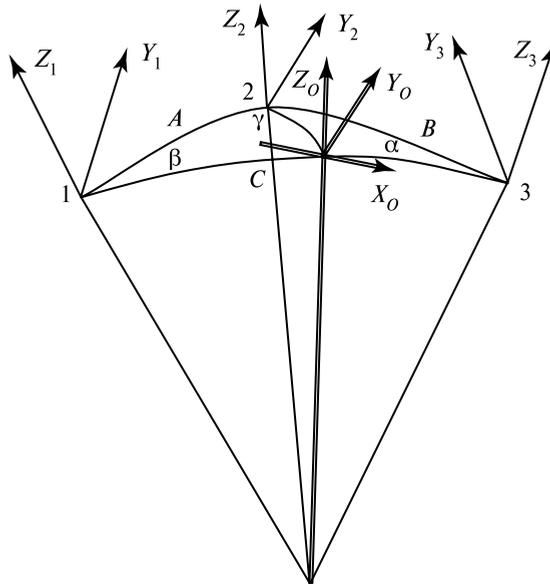


Рис. 2. Системы координат, используемые при проведении эксперимента. Индексами 1, 2, 3 показаны номера приборов в обозначении осей СК (X, Y, Z); A, B, C — стороны сферического треугольника; α, β, γ — углы сферического треугольника

ОПИСАНИЕ ЭКСПЕРИМЕНТА

Эксперимент по синхронной съемке проводился в Подмоскowie, д. Кочетовка, $\varphi = 55^{\circ}09'$ с 04.05 по 07.05.2010. Условия видимости: средние.

Съемка проводилась как в покадровом режиме, так и в режиме штатного определения ориентации.

Всего было проведено шесть сеансов наблюдений в штатном режиме. Продолжительность сеанса составляла 15...20 мин, что позволило выполнить 300...400 определений параметров ориентации каждым из трех приборов.

В исходном положении кронштейн с установленными на нем приборами ориентировался таким образом, чтобы ось Z_2 ВСК была направлена в зенит, а ось Y_2 лежала в плоскости небесного меридиана. Остальные четыре сеанса проводились с отклонениями ориентации осей от исходного положения на величины, приведенные в табл. 1.

Таблица 1. Ориентация осей кронштейна при проведении сеансов съемки

Дата съемки	Зенитное расстояние z , град	Азимут A , град
04.05.2010	0	0
05.05.2010	0	11
05.05.2010	-10	15
06.05.2010	0	0
07.05.2010	0	20
07.05.2010	-14	15

ПОРЯДОК ПРОВЕДЕНИЯ ЭКСПЕРИМЕНТА

Эксперимент проводился по следующей методике:

- 1) сборка установки выполнялась в соответствии с рис. 1;
- 2) приборы подключались к КИА БОКЗ-М в соответствии со схемой, приведенной в руководстве по эксплуатации (РЭ) КИА БОКЗ-М;
- 3) запускалась программа КИА БОКЗ-М 3-го прибора; в дальнейшем работа с приборами в штатном режиме осуществлялась в соответствии с РЭ КИА БОКЗ-М как с одним прибором;
- 4) в программном обеспечении предусматривалась запись кватернионов и углов ориентации с трех приборов;
- 5) в программном обеспечении предусматривались фиксация и вычисление геометрических параметров системы трех приборов в режиме реального времени;
- 6) горизонтальным поворотом штатива осуществлялась выставка азимутального угла оси Y второго прибора в направлении на «Север» в значение 0 ;
- 7) вертикальным поворотом штатива выставлялось склонение оси Z второго прибора на величину, равную широте места проведения эксперимента, т. е. в направлении «Зенит»;
- 8) фиксировались углы ориентации в течение 1 ч (проход звезды через поле зрения прибора);
- 9) выполнялась синхронная съемка полных кадров с трех приборов с помощью программы ПЗС 512×512 16 бит в течение 1 ч;
- 10) штатив поворачивался в горизонтальной плоскости на углы 10 , 15 , 25° и на угол 10° — вокруг оси Y , при этом выполнялись п. 8 и 9 для всех сочетаний вертикальных и горизонтальных углов.

ОБРАБОТКА РЕЗУЛЬТАТОВ НАБЛЮДЕНИЙ В СЕАНСЕ СЪЕМКИ

В процессе проведения сеанса съемки определялись следующие геометрические параметры:

- показания компьютерных часов в режиме реального времени в секундах;
- углы обобщенной ориентации с первого и третьего приборов;
- угол между осью второго (центрального) прибора и осью Z обобщенной системы координат;
- угол между осями Z_1 и Z_2 ;
- угол между осями Z_2 и Z_3 ;
- угол между осями Z_1 и Z_3 .

По завершении сеанса съемки рассчитывались:

- средние углы между осями приборов в течение одного сеанса съемки: A , B , C (см. рис. 2);
- значения среднеквадратических ошибок (с. к. о.) определения углов между осями приборов;
- углы в сферическом треугольнике α , β , γ по его сторонам A , B , C ;
- сферический избыток треугольника ϵ , заключенного между направлениями осей Z трех приборов.

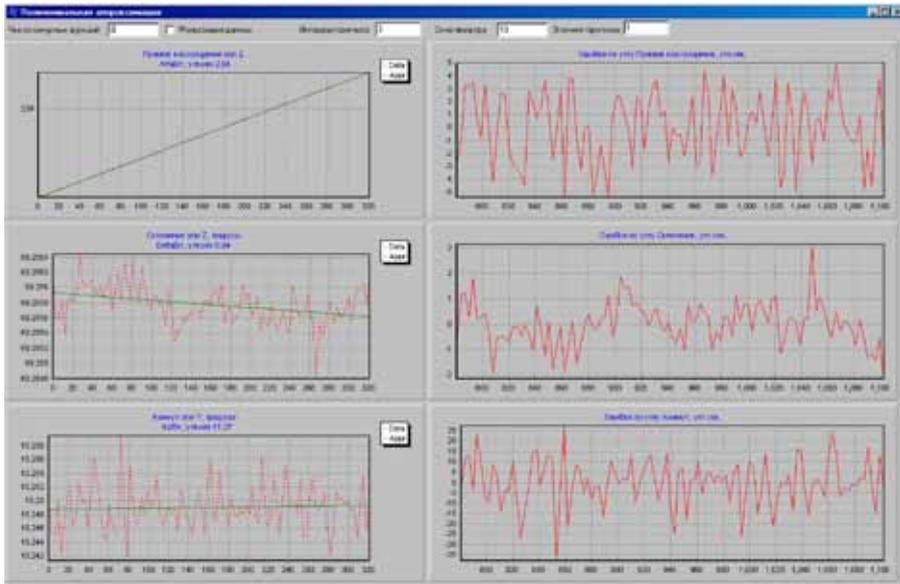


Рис. 3. Обработка параметров ориентации центрального прибора

Пример результатов обработки одного сеанса 05.05.10 приведен на рис. 3.

При обработке данных центрального прибора углы ориентации: прямое восхождение оси Z , склонение оси Z и азимут оси Y — аппроксимировались полиномами второй степени от времени. Отличие измеренных данных от аппроксимирующего полинома оценивалось как ошибка измерения; среднеквадратическое значение ошибки по углу α — 2,5 угл. с; по углу δ — 0,8 угл. с и по углу A — 11,2 угл. с.

Была построена и оценена точность определения параметров обобщенной ориентации (рис. 4–6, см. с. 67).

В результате обработки определены и представлены на графиках обобщенные углы ориентации, построенные по параметрам ориентации первого и третьего приборов:

- угол прямого восхождения изменяется от 232,7 до 240,6° (см. рис. 4);
- угол склонения оси Z составляет в среднем 56,6278° со среднеквадратическим отклонением 1,2 угл. с (см. рис. 5);
- азимутальный угол оси Y составляет 11,0760° со среднеквадратическим отклонением 7,1 угл. с (см. рис. 6);
- средний угол между обобщенной осью Z двух приборов и осью Z 2-го (центрального) прибора составляет 8,99 угл. мин, его проекции на оси X и Y 2-го прибора: $-6,73$ и $-5,97$ угл. мин;
- средний угол между осями Z_1 и Z_2 — 9,9809°, с. к. о. 1,7 угл. с;
- средний угол между осями Z_2 и Z_3 — 10,1804°, с. к. о. 1,6 угл. с;
- средний угол между осями Z_1 и Z_3 — 20,1601°, с. к. о. 2,0 угл. с;
- отличие суммы углов между осями Z крайних и центральных приборов от углов между осями Z крайних приборов составляет 4,44 угл. с, с. к. о. 0,19 угл. с;
- избыток сферического треугольника составляет 70,3 угл. с.

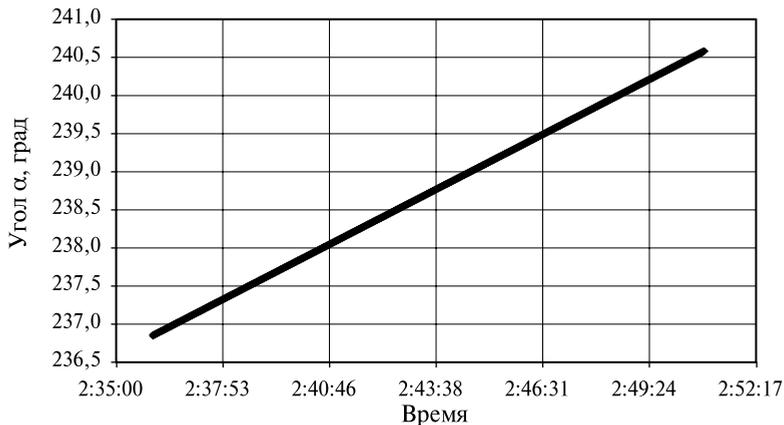


Рис. 4. Изменение прямого восхождения оси Z_{13} , град

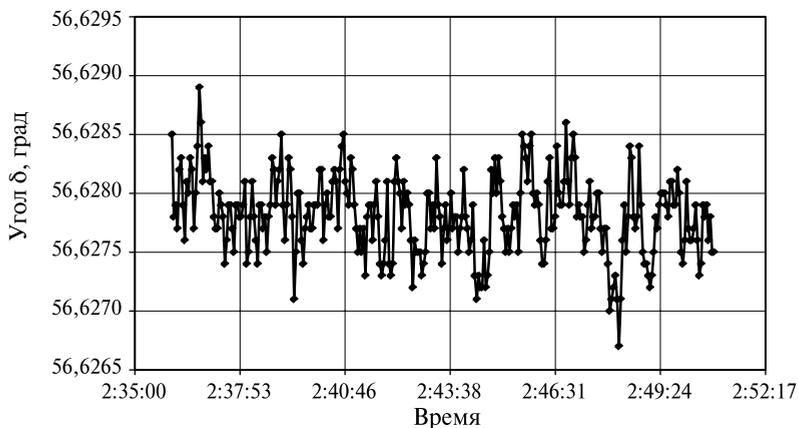


Рис. 5. Изменение склонения оси Z_{13} , град

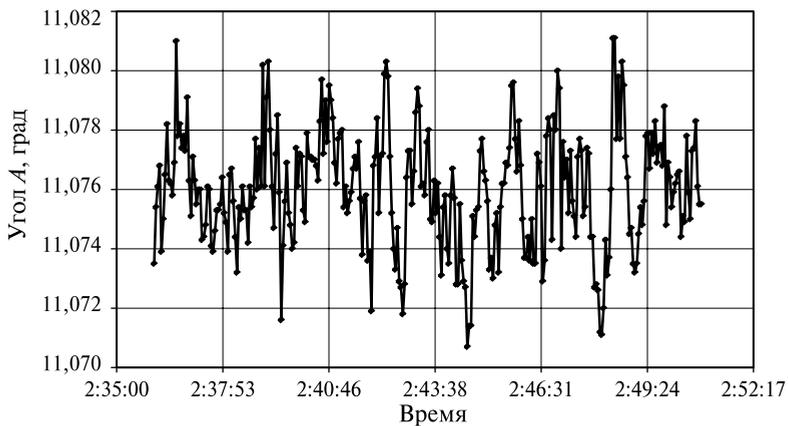


Рис. 6. Изменение азимутального угла оси Y_{13} , град

Обобщенные результаты эксперимента приведены в табл. 2 (усредненные значения выделены полужирным шрифтом).

Таблица 2. Результаты съемки звезд системой из трех приборов

Дата (2010)	z , град	A , град	σ_6 , угл. с	σ_A , угл. с	Z_{12} , град	Z_{23} , град	Z_{13} , град	σ_{12} , угл. с	σ_{23} , угл. с	σ_{13} , угл. с	ε , угл. с	Δ , угл. с	σ_Δ , угл. с
04.05	0	0,1688	1,4	7,5	9,9812	10,1795	20,1596	1,86	1,91	2,26	67,2	4,39	0,19
05.05	0	11,076	1,2	7,1	9,9809	10,1804	20,1601	1,70	1,60	2,00	70,3	4,44	0,19
05.05	10	15,1942	2,1	8,1	9,9794	10,1799	20,1580	1,60	1,30	1,80	72,8	4,52	0,19
Усреднение					9,9805	10,1799	20,1592				70,1	4,45	
06.05	0	0,104	1,6	9	9,9920	10,1609	20,1515	1,80	1,80	2,00	75,8	4,99	0,19
07.05	0	19,297	2,9	8,9	9,9937	10,1629	20,1552	1,60	1,80	1,80	75,8	4,88	0,19
07.05	14	28,832	1,8	6,9	9,9950	10,1633	20,1570	2,00	2,00	2,00	73,0	4,89	0,19
Усреднение					9,9935	10,1624	20,1546				74,9	4,92	

Из таблицы видно, что 06.05.2010 имеет место существенное отличие (на 36 угл. с) от предыдущих значений 04,05 и 05,05 средних углов между осями Z приборов, что вызвано, по всей видимости, повторной установкой приборов на посадочные места кронштейна.

Зависимость точности определения угла A от углового расстояния между осями Z приборов приведена на рис. 7.

Из эксперимента, проведенного на борту космического аппарата (КА) серии «Космос», выявлено, что при установке приборов под углом 90° точность определения углов обобщенной ориентации составила 1,5 угл. с по трем осям. При параллельном расположении осей Z приборов точность определения азимута в $\sqrt{2}$ раз выше, чем у одного прибора, т. е. составляет 11 угл. с. Из результатов эксперимента видно, что при угле между осями приборов 20° ошибка определения угла составляет в среднем 7,5 угл. с. Таким образом, можно построить зависимость

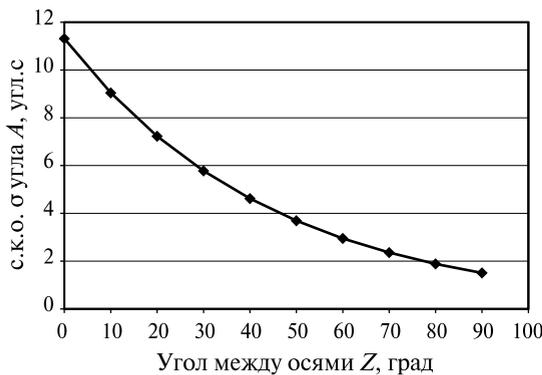


Рис. 7. Зависимость точности определения азимута от угла между осями Z

между точностью определения азимута и углом между осями приборов. Построенная по трем точкам эмпирическая зависимость может быть представлена экспоненциальной функцией: $\sigma_A = 11,313e^{-0,0224\varphi}$. При этом угол φ между осями задается в градусах, а величина ошибки получается в угловых секундах.

Как видно из графика, существенное улучшение точности определения азимута обобщенной ориентации возникает при угле между осями Z приборов, большем 45° ($\sigma_A = 4$ угл. с).

ВЫВОДЫ

1. Отличие суммы углов между осями Z крайних и центрального приборов от угла между осями Z крайних приборов составляет в среднем 4,9 угл. с и не зависит от углов наклона системы из трех приборов, а также от участка звездного неба. Среднеквадратическая ошибка определения составляет 0,19 угл. с.
2. Средние углы между осями Z трех приборов и ошибки их определения, представленные в табл. 2, составляют 9,9805, 10,1799 и 20,1592° для первой установки приборов на посадочные места и 9,9935, 10,1624 и 20,1546° — для второй установки.
3. Эксцесс сферического треугольника, построенного по точкам пересечения осей Z приборов со сферой единичного радиуса, составляет 67,2...75,8 угл. с.
4. Точность определения параметров обобщенной ориентации составляет по углу склонения 1,2...2,0 угл. с, а азимутальный угол оси Y — 6,9...8,9 угл. с. Как показал эксперимент, с построением обобщенной ориентации по данным прибора с борта КА точность азимутального угла оси Y составляет 1,5 угл. с при угле между осями 90°.
5. Система из трех приборов пригодна для контроля геометрических параметров с точностью от 1,5 до 10,7 угл. с в зависимости от угла установки.

GROUND EXPERIMENT ON THE SIMULTANEOUS DETERMINATION OF PARAMETERS OF THE INERTIAL ANGULAR ORIENTATION OF THE THREE DEVICES BOKZ-M

A. V. Nikitin, B. S. Dunayev, V. A. Krasikov

Space Research Institute (IKI RAN), Moscow

The paper presents the results of an experiment on simultaneous determination of the orientation system of the three star Trackers in inertial space by observing the stars in the normal mode and shooting single frame mode. Estimate the accuracy of determining the angle between the axes Z devices. Dependence of accuracy in determining the rotation angle around the Z axis, the angle between the axes of the devices.

Keywords: star tracker, inertial coordinate system, instrumentation coordinate system, right ascension, declination, the angular orientation parameters.

Dunayev Boris Semenovich — head project constructor.

Krasikov Victor Alexeevich — senior scientist, PhD.

Nikitin Andrey Vladimirovich — senior scientist, PhD, E-mail: andvnik935@yandex.ru.

РЕЗУЛЬТАТЫ НАТУРНЫХ ИСПЫТАНИЙ ПРИБОРА ОРИЕНТАЦИИ ПО ЗВЕЗДАМ 329К

В. М. Абакумов, В. В. Куняев, В. А. Овчинников, В. И. Федосеев

ОАО «Научно-производственное предприятие «Геофизика-Космос», Москва

В статье приведены методика и основные результаты наземных натуральных испытаний прибора ориентации по звездам 329К. Проведено 94 сеансов работы прибора по различным участкам звездного неба, во всех сеансах конфигурации звезд были успешно распознаны и определена ориентация прибора относительно геоцентрической системы координат.

Подтверждена работоспособность прибора при использовании 31 % звезд из примененного в приборе каталога. Яркие световые помехи (Луна, Сатурн) не оказали заметного влияния на работу прибора. Блеск звезд вследствие влияния атмосферы снижался в среднем на 0,65 звездной величины.

Ключевые слова: звезды, датчик, космос, ориентация, распознавание, натурные испытания, помеха, атмосфера, координаты.

Введение

Основной целью натуральных испытаний прибора ориентации по звездам 329К являлось подтверждение работоспособности прибора при работе по реальной небесной сфере.

Натурные испытания звездного прибора в наземных условиях позволяют проверить его работоспособность по реальным конфигурациям созвездий звездного неба с учетом трудно воспроизводимых на стендах естественных помех (Луна, планеты, звезды, не включенные в рабочий каталог), однако при этих испытаниях возникают дополнительные факторы, затрудняющие достижение достоверных результатов и прямое распространение этих результатов на условия работы в космосе.

К таким мешающим факторам относятся:

- поглощение излучения звезд атмосферой приводит к снижению блеска звезд на 0,2...0,4 звездной величины и более;
- промышленные выбросы в атмосферу могут еще более увеличить поглощение излучения звезд;
- погодные условия средней полосы России таковы, что необходимые для проведения испытаний безоблачные ночи — явление не частое: даже в наиболее благоприятные в этом отношении весенние месяцы таких ночей бывает лишь несколько в месяц;
- даже в безоблачные ночи нельзя исключить появление одиночных облаков малого размера, способных полностью или частично экранировать отдельные звезды или группы звезд;
- мешает световой фон от вечерней и утренней зари, от искусственных источников света на Земле;

Абакумов Вячеслав Михайлович — главный специалист, E-mail: econ@geofizika-cosmos.ru.

Куняев Владимир Васильевич — ведущий инженер, E-mail: econ@geofizika-cosmos.ru.

Овчинников Виталий Александрович — главный специалист, E-mail: econ@geofizika-cosmos.ru.

Федосеев Виктор Иванович — доктор технических наук, заместитель главного конструктора направления, E-mail: econ@geofizika-cosmos.ru.

- точная угловая привязка базы прибора к геоцентрической системе координат требует дорогостоящего оборудования, поэтому проведение точностных проверок затруднительно.

1. МЕТОДИКА ПРОВЕДЕНИЯ ИСПЫТАНИЙ

При проведении натуральных испытаний были поставлены следующие конкретные задачи:

- 1) проверка распознавания групп звезд и выдача матрицы ориентации в возможно большем количестве положений поля зрения прибора (позиций) на небесной сфере, достижимых для данного географического пункта наблюдения;
- 2) проверка распознавания групп звезд и выдачи матрицы ориентации при наличии Луны в поле зрения;
- 3) проверка распознавания групп звезд и выдачи матрицы ориентации при наличии какой-либо планеты в поле зрения.

Натурные испытания проводились в г. Москве на территории ОАО «НПП «Геофизика-Космос» в апреле-мае 2009 г.

Для проведения натуральных испытаний был разработан и изготовлен стенд, позволяющий наводить центр поля зрения (ЦПЗ) прибора в любую точку небесной сферы над горизонтом.

На рис. 1 показаны конструкция стенда и положение осей приборной системы координат (ПСК) в исходном положении (ИП).

Углоповоротное устройство (УПУ) стенда обеспечивает разворот прибора по двум взаимноперпендикулярным осям. Одна из осей параллельна оси мира (полярная ось), а другая — плоскости небесного экватора (ось склонения).

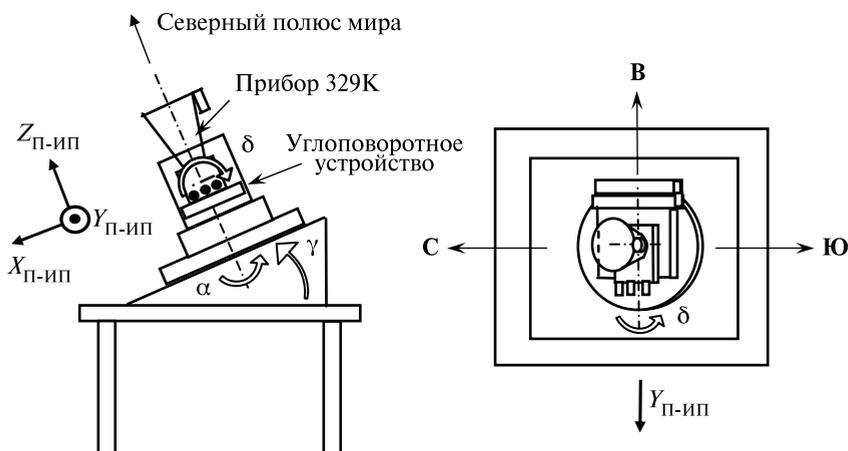


Рис. 1. Стенд для натуральных испытаний изд. 329К: α — угол, определяющий угловое положение прибора при разворотах вокруг полярной оси (прямое восхождение); δ — угол, определяющий угловое положение прибора при разворотах вокруг оси OY_n (склонение); γ — угол, определяемый географической широтой места наблюдения (для Москвы $\sim 35^\circ$)

Перед началом каждого сеанса работы ЦПЗ прибора наводился на различные участки небесной сферы, доступные для наблюдения на данный момент времени. При этом для покрытия возможно большей части небесной сферы и упрощения процедуры наведения преимущественно изменялась только одна координата (прямое восхождение) при фиксированном склонении. Далее изменялось склонение (на величину поля зрения по этой координате), и описанный выше процесс повторялся.

Основная обработка результатов испытаний для каждого сеанса происходила по следующей схеме:

- с помощью измеренных значений матрицы ориентации направляющие векторы звезд рабочего каталога переводились из геоцентрической системы координат (ГСК) в ПСК, после чего составлялся список звезд рабочего каталога, которые должны были попасть в поле зрения прибора, а также определялись координаты ЦПЗ в ГСК (прямое восхождение и склонение);
- расчетный список звезд, попадающих в поле зрения, сопоставлялся со списком звезд, распознанных прибором, в результате чего определялось количество распознанных, нераспознанных и дополнительно распознанных звезд, т. е. получалась оценка качества результата распознавания для данного сеанса;
- по координатам ЦПЗ в ГСК, дате и времени проведения сеанса определялись координаты ЦПЗ в горизонтальной системе координат, т. е. его азимут и высота.

При анализе результатов испытаний необходимо учитывать, что расчетный список звезд, попадающих в поле зрения, не может быть составлен с абсолютной точностью вследствие погрешности величины поля зрения, погрешности наведения ЦПЗ, смещения небесной сферы за время, истекшее между получением списка распознанных звезд и отсчетов матрицы ориентации, погрешности определения матрицы ориентации прибором и др. Результирующая погрешность положения границы поля зрения на небесной сфере в момент проведения распознавания оценивается величиной порядка $0,5...1^\circ$.

2. РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ

2.1. Проверка распознавания участков небесной сферы

Во всех сеансах работы прибора было распознано подавляющее большинство звезд, находившихся в поле зрения, и выдана матрица ориентации, определяющая переход из ГСК в ПСК.

Следует отметить, что в семи сеансах прибор успешно решил задачу распознавания при небольших углах возвышения ЦПЗ над горизонтом ($11...23^\circ$), причем в одном сеансе часть поля зрения находилась ниже линии горизонта.

В некоторых сеансах работы небольшая часть звезд (из числа находившихся в поле зрения прибора) оказалась нераспознанной. Как правило, нераспознанные звезды имеют невысокий блеск, и отсутствие их распознавания в первую очередь объясняется ослаблением светового потока от звезды атмосферой, а также неоднородностью пропускания света атмосферой в различных частях поля зрения (облачность или дымка). Кроме того, невысокая величина сигнала от звезды при-

водит к увеличению разброса координат ее изображения на видеоматрице по кадрам измерений, что, в свою очередь, может приводить к превышению допусков при повторном обнаружении звезды и при определении межзвездных расстояний, производимом при распознавании звезд.

Для идентификации участка звездной сферы прибором 329К необходимо обнаружение не менее четырех звезд. Поэтому отсутствие распознавания части звезд из числа рассчитанного количества на момент проведения сеанса не препятствует решению задачи идентификации и может оказать лишь незначительное влияние на точность определения ориентации (в среднем в поле зрения находится ~14 звезд).

В качестве примера, иллюстрирующего вышесказанное, на рис. 2 приведена карта расположения рабочих звезд для сеанса № 2. На карте показаны звезды, находящиеся согласно расчету в поле зрения, а также нанесена фигура созвездия

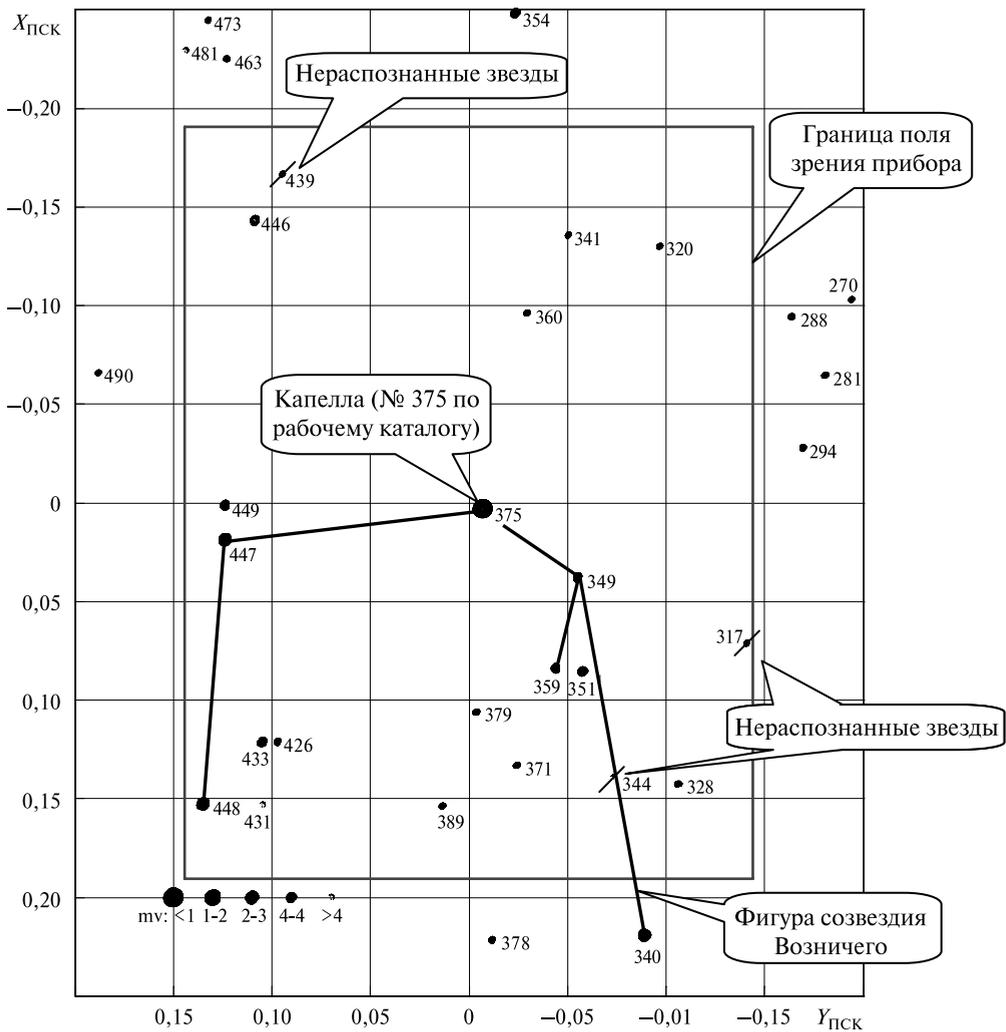


Рис. 2. Расположение звезд в поле зрения прибора в сеансе № 2

Возничего. Из данных рис. 2 видно, что в поле зрения согласно рабочему каталогу и номинальному положению границ поля зрения должна находиться 21 звезда, не распознаны 3 звезды: звезда № 317 находится вблизи границы поля зрения, звезды № 344 и 439 отличаются невысоким блеском ($m_V = +5,2$).

2.2. Работа при наличии мощных световых помех (Луна и планета Сатурн)

В четырех сеансах в поле зрения прибора находилась Луна. Фаза Луны составляла 0,8, угол возвышения над горизонтом $\sim 33^\circ$. В двух сеансах работы помимо Луны в поле зрения находилась яркая точечная помеха (планета Сатурн, имевшая блеск $m_V = 0,7$).

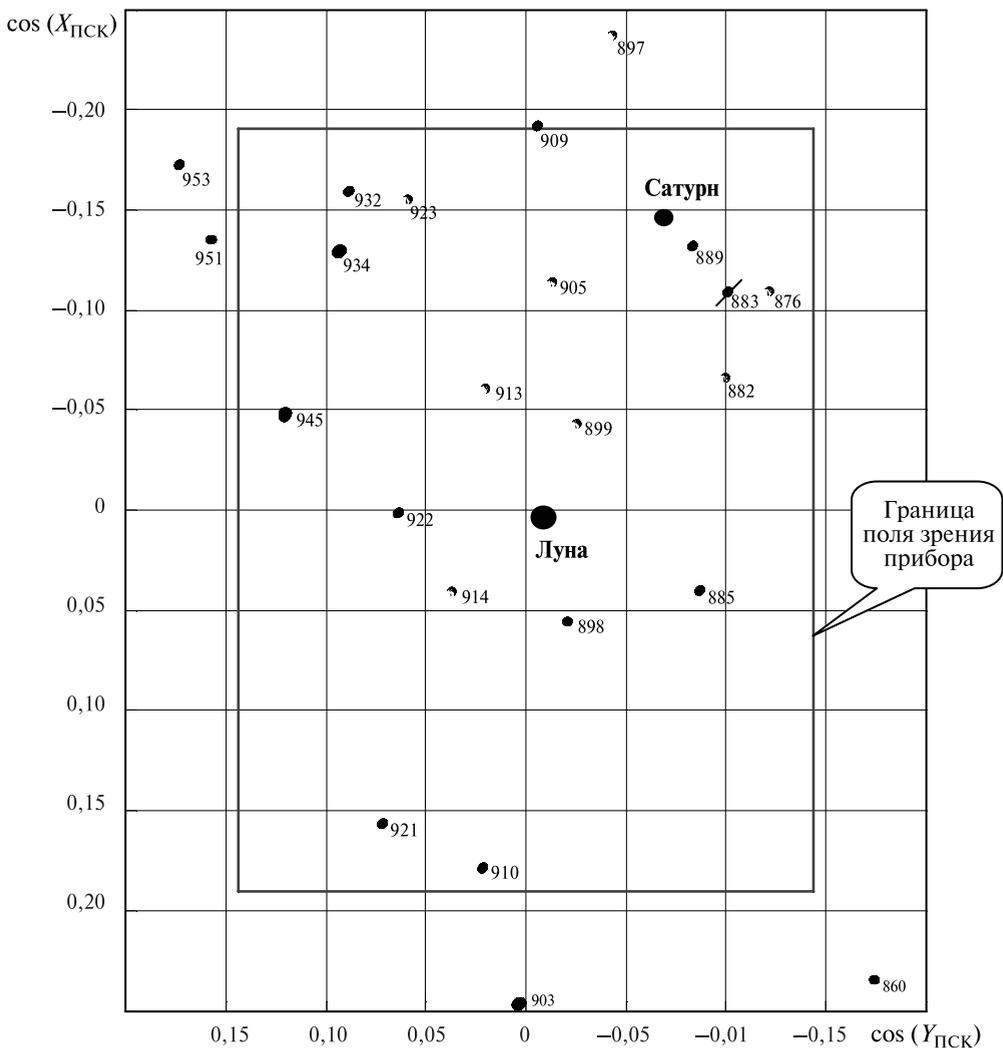


Рис. 3. Расположение Луны и планеты Сатурн в поле зрения прибора в сеансе №79

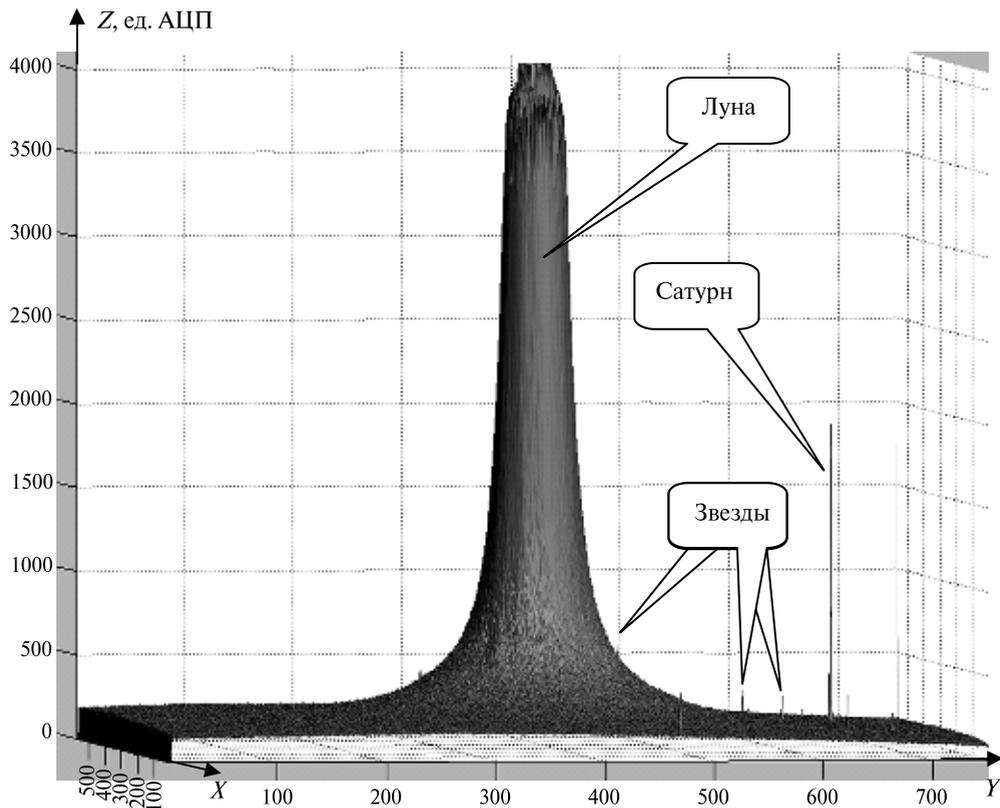


Рис. 4. Уровни сигналов в пикселах видеоматрицы в сеансе № 79. По осям координат отложены номера пикселей видеоматрицы (оси OX и OY) и уровень сигнала в пикселах (ось OZ)

На рис. 3 (см. с. 74) показано расположение Луны и планеты Сатурн в поле зрения прибора в сеансе № 79, на рис. 4 — уровни сигналов в пикселах видеоматрицы.

Наличие мощных световых помех ужесточило условия эксперимента, однако каких-либо отличий в работе прибора по сравнению с условиями в отсутствие Луны и Сатурна в поле зрения зафиксировано не было.

3. ОЦЕНКА ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЗВЕЗД И ФОНА ПРИ НАТУРНЫХ ИСПЫТАНИЯХ

При проведении натуральных испытаний вследствие влияния атмосферы уровни сигналов от звезд на выходе видеотракта прибора снижаются.

В таблице приведена информация об уровнях суммарной энергии изображения звезды для наиболее ярких звезд, распознанных прибором при проведении натуральных испытаний.

При анализе энергетических характеристик прибора, полученных во время натуральных испытаний, необходимо учитывать, что они носят оценочный характер

вследствие неравномерности пропускания светового потока атмосферой, наличия методических погрешностей и других факторов. Оценки уменьшения блеска звезд, возникающего вследствие влияния атмосферы, определены путем сопоставления данных натуральных испытаний с данными, полученными при работе по имитаторам.

Уровни суммарной энергии изображения звезды для наиболее ярких звезд

№ п/п	№ сеанса	Номер звезды	Суммарная энергия изображения звезды, ед. АЦП	Уровень фона в окрестности звезды, кд/м ²	Блеск звезды по каталогу (m_v)	Уменьшение блеска звезды относительно данных каталога (m_v)
1	6	375	10376	0,04	-0,02	0,43
2	9	392	2252	0,014	1,88	0,86
3	10	487	2349	0,011	2,14	0,52
4	14	827	2503	0,005	1,74	0,90
5	17	1106	11460	0,004	-0,31	0,76
6	24	617	5361	0,006	1,03	0,81
7	31	1139	2207	0,004	2,45	0,29
8	32	1209	1798	0,004	2,45	0,48
9	35	1476	7577	0,002	0,24	1,00
10	5	1106	13653	0,036	-0,21	0,43
11	7	375	11642	0,023	-0,02	0,67
Среднее:						0,65

Выводы

- результаты испытаний подтверждают эффективность прибора при работе по реальной небесной сфере;
- было выполнено и проанализировано 94 сеанса работы прибора, во всех сеансах были распознаны конфигурации звезд, находившихся в поле зрения, и выданы соответствующие матрицы ориентации;
- в некоторых сеансах (в семидесяти пяти) отдельные звезды не были распознаны;
- нераспознанные звезды отличаются невысоким блеском ($m_v \approx 5$) либо расположены вблизи границ поля зрения;
- отсутствие распознавания некоторых звезд объясняется влиянием атмосферы, наличием допуска на размер поля зрения, погрешностью определения углового положения прибора во время проведения сеанса и др.;
- в некоторых сеансах (в семи) были распознаны звезды, находившиеся согласно расчету вне поля зрения, все дополнительно распознанные звезды расположены вблизи границ поля зрения;
- из общего количества 1902 звезд рабочего каталога в проведенных сеансах подтверждена работоспособность прибора по 603 звездам, наблюдение остальных звезд было не доступно для выбранных места и времени проведения испытаний;

- наличие в поле зрения прибора Луны и планеты Сатурн практически не влияет на распознавание группы звезд и выдачу матрицы ориентации;
- снижение блеска звезд (при высотах звезд над горизонтом $>30^\circ$) составило в среднем 0,65 звездной величины;
- зарегистрированные значения яркостей фонов, при которых проверялась работа прибора, — от 0,004 до 0,04 кд/м².

329K STAR TRACKER FULL-SCALE TESTING RESULTS

V. M. Abakumov, V. V. Kunyaev, V. A. Ovchinnikov, V. I. Fedoseev

Joint Stock Company Research & Production Enterprise Geofizika-Cosmos

The article tells about the methods and main results of 329K star tracker earth-based full-scale testing. 94 device's sessions in different parts of starry sky were realized. During all the sessions the stars' configurations were successfully recognized and device orientation in geocentric coordinates system was determined. Device availability while working with 31 % of it's star catalogue was confirmed.

Bright optical interferences (Moon, Saturn) didn't influence perceptibly at device's work. Stellar brightness was reduced by atmosphere influence at 0.65 star magnitude on average.

Keywords: stars, tracker, cosmos, orientation, recognition, testing, full-scale, interference, atmosphere, coordinates.

Abakumov Vyacheslav Mihailovich — main specialist, E-mail: econ@geofizika-cosmos.ru.

Kunyaev Vladimir Vasiljevech — principal engineer, E-mail: econ@geofizika-cosmos.ru.

Ovchinnikov Vitaliy Aleksandrovich — main specialist, E-mail: econ@geofizika-cosmos.ru.

Fedoseev Viktor Ivanovich — deputy chief designer of star trackers, doctor of technical sciences, E-mail: econ@geofizika-cosmos.ru.

РЕЗУЛЬТАТЫ ОТРАБОТКИ ЗВЕЗДНОГО ДАТЧИКА 329К НА ДИНАМИЧЕСКОМ СТЕНДЕ

**В. О. Князев, А. Н. Исаков, В. М. Абакумов, В. В. Куняев,
В. И. Федосеев**

ОАО «Научно-производственное предприятие «Геофизика-Космос», Москва

Представлены результаты отработки программно-алгоритмического обеспечения звездного датчика 329К на стенде динамических испытаний разработки ИКИ РАН. Описаны основные трудности, возникшие при работе на динамическом стенде, и пути их преодоления.

Ключевые слова: звездный датчик, наземная отработка, программное обеспечение, алгоритм, имитация звезд.

Звездный датчик 329К разработки ОАО «НПП «Геофизика-Космос» предназначен для определения трехосной ориентации космического аппарата (КА) в геоцентрической системе координат в виде матрицы направляющих косинусов форматом 3×3 и представляет собой оптико-электронный прибор статического типа на ПЗС-матрице. Прибор 329К используется в составе систем ориентации и стабилизации КА разработки ОАО «ИСС им. акад. М. Ф. Решетнева».

Основные технические характеристики прибора 329К

Угловое поле зрения. $22 \times 16,55^\circ$

Угол между оптической осью звездного прибора
и направлением на ближайший край Солнца 35°

Погрешности определения углов ориентации приборной системы координат относительно геоцентрической системы координат, не более:

оси X, Y — предельная погрешность 25 угл. с
— случайная погрешность (3σ) 16 угл. с
ось Z — предельная погрешность 60 угл. с
— случайная погрешность (3σ) 55 угл. с

Стоит отметить, что указанные предельные погрешности включают все возможные составляющие погрешности определения ориентации, в том числе погрешности паспортизации и начальной калибровки, погрешности за счет влияния спектра звезды, температурные и другие эксплуатационные факторы.

Прибор 329К отличается от приборов-аналогов техническими решениями по обеспечению точности определения ориентации. Во-первых, на этапе настройки по специальным методикам производится паспортизация систематических

Князев Владимир Олегович — ведущий инженер, E-mail: info@geofizika-cosmos.ru.
Исаков Александр Николаевич — заместитель начальника НИО, E-mail: info@geofizika-cosmos.ru.
Абакумов Вячеслав Михайлович — главный специалист, E-mail: econ@geofizika-cosmos.ru.
Куняев Владимир Васильевич — ведущий инженер, E-mail: econ@geofizika-cosmos.ru.
Федосеев Виктор Иванович — доктор технических наук, заместитель главного конструктора направления, E-mail: econ@geofizika-cosmos.ru.

погрешностей измерений, в том числе и в условиях вакуума. Во-вторых, прибор 329К содержит встроенный коллимированный излучатель — канал геометрического эталона (КГЭ). Излучение от светодиода КГЭ, попадая через специальную оптическую систему во входной зрачок объектива, формирует в фокальной плоскости три изображения. Так как КГЭ построен по нерасстраиваемой схеме, то изменение положений энергоцентров изображений может быть связано или со смещением ПЗС-матрицы относительно приборной системы координат или с изменением масштаба изображения, вызванного температурной деформацией объектива прибора. Калибровка по КГЭ проводится при включении прибора, а также через некоторые промежутки времени непрерывной работы для парирования погрешностей, вызываемых изменяющимися условиями эксплуатации.

Приведем простой пример: в случае перемещения ПЗС-матрицы перпендикулярно линии визирования всего на 1 мкм погрешность определения ориентации прибором будет иметь дополнительную систематическую составляющую ~ 12 угл. с (по соответствующей оси). Проводя калибровку по КГЭ, вычисляют поправку, которая учитывается при переходе от линейных координат изображений звезд на ПЗС-матрице к угловым координатам звезд в приборной системе координат.

Сочетание указанных двух методов обеспечения точности определения ориентации позволяют высокоэффективно оценивать и учитывать систематические составляющие погрешностей определения ориентации, как на этапе наземной отработки, так и при эксплуатации на КА в течение всего срока службы.

Наземная отработка звездного датчика предполагает отладку программно-алгоритмической части прибора, разработку и корректировку методик паспортизации систематических погрешностей, проверок корректности работы и точности определения ориентации. Отработка прибора 329К проводилась на трех стендах:

- прецизионный оптико-механический стенд для проверок точности (точной стенд);
- динамический стенд разработки ИКИ РАН, входящий в автоматизированную систему контроля АСК-2;
- стенд термовакуумных испытаний (ТВИ).

Кроме того, по завершении отладки программно-алгоритмической части прибора были проведены натурные испытания по наблюдаемому с Земли звездному небу.

В данной статье подробно остановимся только на отработке прибора 329К на динамическом стенде.

Динамический стенд (ДС) разработки ИКИ РАН — это мощное средство для отладки программно-алгоритмической части звездного датчика:

- при селекции звезд на фоне помех;
- опознавании группы звезд;
- слежении за звездами путем экстраполяции их перемещений;
- прогнозе положения звезд, входящих в поле зрения прибора и выходящих из него.

Также на ДС проводится проверка времени определения ориентации без априорной информации и в целом работоспособности прибора в условиях движения звезд в поле зрения.

Работы по отладке указанных алгоритмов были проведены, а соответствующие корректировки внесены в программное обеспечение (ПО) всех приборов 329К.

Однако при отработке ПО на ДС возникали трудности — были зафиксированы случаи нераспознавания фрагмента звездного неба, а также срывов слежения, причины которых не связаны с алгоритмами работы прибора 329К, а являются следствиями неправильной имитации группы звезд как без перемещения звезд в поле зрения, так и в условиях динамики. Каждый случай был детально исследован и на сегодняшний день все трудности отработки ПО на ДС можно условно разделить на три группы:

- 1) отсутствие опознавания группы звезд из-за слишком больших погрешностей воспроизведения угловых расстояний между звездами;
- 2) срывы слежения из-за «замирания» звезд;
- 3) некорректные входные данные, подаваемые в ПО ДС.

Рассмотрим подробнее каждую из трех групп и пути преодоления трудностей.

1. Алгоритмы распознавания в современных звездных датчиках основаны на сравнении угловых расстояний между визируемыми звездами с каталогом пар звезд в приборном каталоге. Для уверенного опознавания звезд необходимым условием является минимальная погрешность определения углового расстояния между звездами. Если погрешность определения углового расстояния больше некоторого значения, то алгоритмы опознавания могут не найти соответствие пары, а затем и группы визируемых звезд в приборном каталоге или найти неверное соответствие. В случае работы с ДС погрешность определения углового расстояния между имитируемыми звездами включает две составляющие: погрешности прибора и погрешности воспроизведения углов между имитируемыми звездами.

Погрешность воспроизведения угловых расстояний обуславливается достаточно большим угловым размером пиксела монитора ДС (~34 угл. с) и недостаточно точным учетом дисторсии коллиматора ДС. Исследования показали, что после учета дисторсии коллиматора ДС величина остаточных погрешностей воспроизведения углов между звездами все еще может достигать значительных величин — до 50 угл. с.

Для снижения влияния недоучета дисторсии коллиматора была разработана новая методика определения коэффициентов аппроксимирующих полиномов. Для этого теодолитом проводятся измерения угловых координат узлов регулярной сетки, отображаемой на мониторе ДС, причем в центре поля зрения (где влияние дисторсии коллиматора мало) используются не все узлы сетки. Расположение 56 узлов сетки показано на рис. 1а (см. с. 81).

По результатам измерений методом наименьших квадратов вычисляются коэффициенты $a_0...a_9$ и $b_0...b_9$ аппроксимирующих полиномов.

Далее на мониторе ДС отображается сетка с учетом полученных коэффициентов аппроксимирующих полиномов. Проходя через коллиматор, узлы сетки должны формировать изображения звезд так, что бы они образовывали прямоугольник, однако, как оказалось, этого не происходит (рис. 1б). Для уточнения описания дисторсии коллиматора был предложен следующий путь: измеряются координаты угловых точек и вычисляются взаимные угловые расстояния между звездами, потом вычисляются поправки к коэффициентам a_4 и b_4 . Поправки к

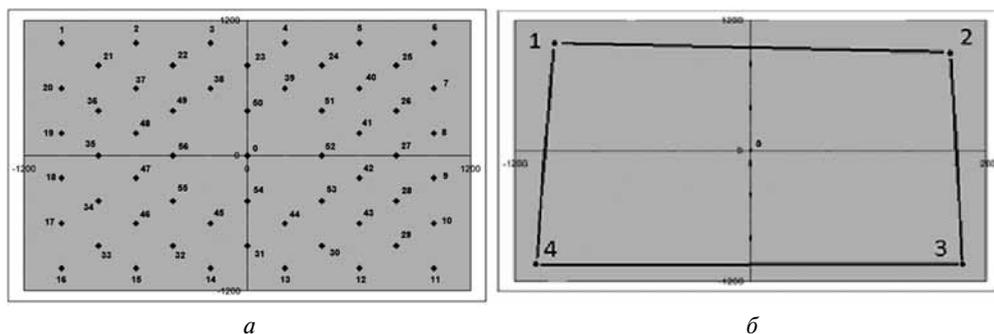


Рис. 1. Расположение узлов сетки и формирование изображений звезд

коэффициентам определяются как полуразность угловых расстояний противоположных сторон четырехугольника (рис. 1б).

Новая методика определения коэффициентов аппроксимирующих полиномов позволила снизить погрешность воспроизведения угловых расстояний до уровня не более 30 угл. с, а значит, свести к минимуму вероятность влияния ДС на нераспознавание группы звезд прибором 329К.

2. При обработке ПО прибора 329К на ДС были зафиксированы случаи срыва слежения за движущимися звездами. Анализ измерений показал, что срыв слежения происходит не из-за ошибок в программно-алгоритмическом обеспечении прибора, а в результате «замирания» изображения фрагмента звездного неба.

Для более подробного исследования описанной ситуации была разработана специальная версия ПО прибора 329К с подробной телеметрической информацией о последних 50 кадрах измерений. На рис. 2 приведен график приращения координат одной из отслеживаемых звезд.

Как видно на рис. 2, приращение координат варьировалось от кадра к кадру приблизительно на $\pm 0,25$ пиксела из-за суммарной погрешности прибора и ДС. Между 18-м и 19-м кадрами перемещение звезды прекратилось. Для прибора 329К такое «замирание» изображения равноценно воздействию углового ускорения с величиной порядка $1,6 \text{ град/с}^2$, что является недопустимым для прибора 329К.

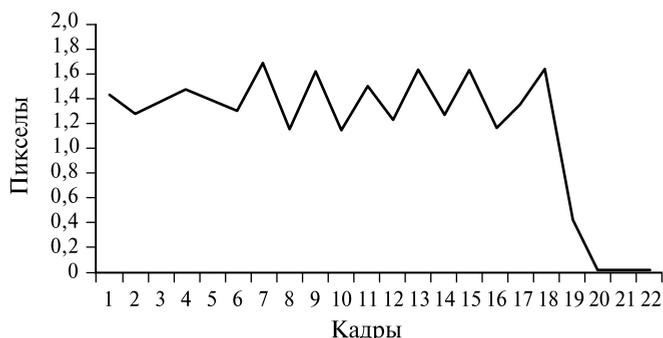


Рис. 2. Приращение координаты за кадр

Причины возникновения ситуации «замирания» звезд достоверно выяснить не удалось, повторяемости и системности в сбоях обнаружено не было. Предположительно причина кроется в некорректном взаимодействии контрольно-проверочной аппаратуры прибора 329К и ПО ДС или в самом ПО сервера ДС.

Для исключения ситуации, при которой из-за «замирания» звезд штатный прибор 329К не пройдет приемо-сдаточные испытания, было принято решение о разработке варианта ПО ДС, работающего с частотой 50 Гц.

3. При проверке функционирования прибора 329К на ДС на траекториях КА, на которых планировалось установить прибор, возникали ситуации срыва слежения, а также нераспознавания изображения некоторых фрагментов звездного неба. Задаваемая траектория движения КА представляла собой последовательный набор матриц ориентации, подаваемый от контрольно-проверочной аппаратуры прибора 329К на сервер ДС, который производит отображение звездного образа на мониторе ДС.

Как было выяснено, срыв слежения происходит из-за слишком больших погрешностей воспроизведения угловых расстояний между звездами — до 6 угл. мин вместо типичных 20 угл. с. Такие погрешности не могли быть объяснены погрешностями учета дисторсии коллиматора ДС.

Детальное исследование возникшей ситуации показало, что в задаваемой траектории некоторые матрицы ориентации (которые используются как входные данные для ДС) не отвечают предъявляемым к ним требованиям — не являются ортогональными и их определитель не равен 1. Причиной такого нарушения ортогональности, вероятно, является погрешность разбиения траекторий на отдельные матрицы ориентации. Так как при формировании координат звезд для вывода на монитор ДС использовалась не ортогональная матрица, то возникала погрешность расчета координат имитируемых звезд.

Для исключения повторения ситуации подачи на ДС некорректных входных данных была введена предварительная проверка на ортогональность каждой матрицы ориентации, составляющей моделируемую траекторию. Для получения обобщенного критерия правильности было применено свойство матрицы ориентации, в соответствии с которым произведение транспонированной матрицы на саму матрицу должно давать единичную матрицу. Величина ε вычисляется следующим образом:

$$\varepsilon = \left\| M^T M - E \right\|,$$

где M — проверяемая матрица ориентации; E — единичная матрица; символ $\|\dots\|$ обозначает евклидову норму, равную корню квадратному из суммы квадратов элементов матрицы.

Методом математического моделирования была проведена оценка погрешности угла между двумя произвольными векторами, к которым применялась искаженная матрица ориентации. Для максимально допустимого значения погрешности воспроизведения углов в 30 угл. с была вычислена допустимая норма ε .

Итак, при отработке звездного датчика 329К на динамическом стенде разработки ИКИ РАН были проведены работы по отладке программно-алгоритмического обеспечения прибора 329К и подтверждению его соответствия предъявляе-

мым требованиям. Также были выявлены и устранены недостатки автоматизированной системы контроля АСК-2, в состав которой входит ДС.

RESULTS OF 329K STAR TRACKER VALIDATION ON DYNAMIC TEST BENCH

V. O. Knyazev, A. N. Isakov, V. M. Abakumov, V. V. Kuniaev, V. I. Fedoseev

Joint Stock Company Scientific & Production Enterprise Geofizika-Cosmos, Moscow

Results of 329K star tracker knoware and software validation on dynamic test bench designed by IKI RAN are given in this report. Also the main troubles encountered during the dynamic test bench operation and ways of its solution are described here.

Keywords: star tracker, ground validation, software, algorithm, star simulation.

Knyazev Vladimir Olegovich — principal engineer, E-mail: info@geofizika-cosmos.ru.

Isakov Alexander Nikolaevich — deputy chief, E-mail: info@geofizika-cosmos.ru.

Abakumov Vyacheslav Mihailovich — main specialist, E-mail: econ@geofizika-cosmos.ru.

Kunyaev Vladimir Vasiljevech — principal engineer. E-mail: econ@geofizika-cosmos.ru.

Fedoseev Viktor Ivanovich — deputy chief designer of star trackers, doctor of technical sciences, E-mail: econ@geofizika-cosmos.ru.

СИСТЕМА НАВИГАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА В МЕЖПЛАНЕТНОМ ПРОСТРАНСТВЕ

А. Н. Липатов¹, В. М. Линкин¹, О. Н. Андреев¹, В. С. Макаров¹,
С. А. Антоненко², Г. В. Захаркин², Л. И. Хлюстова¹

¹ Учреждение Российской академии наук
Институт космических исследований РАН (ИКИ РАН), Москва
² ЗАО СП «ИНТЕРАСТРО», Москва

Как правило, для определения положения космического аппарата (КА) в пространстве Солнечной системы используются наземные радиостанции. Для этих целей создана целая сеть таких станций в разных странах. В настоящее время наиболее перспективными могут быть системы, использующие естественные опорные реперы для определения координат КА в пространстве Солнечной системы. Такими реперами могут быть планеты и малые тела, эфемериды которых известны, Солнце и звезды. В статье представлены результаты работы по решению проблемы создания малогабаритной навигационной системы. Она предназначена для космических аппаратов, которые осуществляют исследовательские миссии в Солнечной системе. Предлагаемая навигационная система обеспечивает определение положения КА в инерциальной системе координат без применения наземных средств и может стать базовой для всех миссий. Применение автономных систем позволяет экономить ресурсы наземной дальней радиосвязи и осуществлять перелет КА в автоматическом режиме. В статье рассмотрены следующие вопросы: принцип построения навигации и требования к бортовой системе навигации; выбор, разработка аппаратного и программно-алгоритмического обеспечения бортовых систем навигации; влияние динамики движения КА на навигационную точность.

Для предлагаемой системы реперными точками были выбраны Солнце и звезды. С их помощью достигается полная пространственная привязка положения аппарата в пространстве в любой момент времени. Выбранные объекты обеспечивают необходимую точность в инерциальной системе координат для осуществления межпланетного перелета. В статье будут изложены причины выбора данного решения.

Ключевые слова: системы навигации, навигационные приборы космических аппаратов, навигация в Солнечной системе.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Предлагаемая система разработана для установки ее на борт космического аппарата «Пилигрим» в рамках проекта Met-Net для создания сети малых станций на поверхности Марса, проводящих длительный глобальный мониторинг атмосферы и внутренней структуры планеты. Система состоит из двух приборов, предназначенных для выполнения задачи навигации КА на этапе перелета, обеспечивая

Липатов Александр Николаевич — старший научный сотрудник, кандидат физико-математических наук, E-mail: slip@iki.rssi.ru.

Линкин Вячеслав Михайлович — заведующий лабораторией, доктор физико-математических наук, E-mail: gotlib@iki.rssi.ru.

Андреев Олег Николаевич — ведущий специалист, E-mail: oleg-a1@iki.rssi.ru.

Макаров Владислав Сергеевич — ведущий специалист, E-mail: vmakarov@mx.iki.rssi.ru.

Антоненко Сергей Анатольевич — ведущий специалист, E-mail: eslab@mail.ru.

Захаркин Геннадий Владимирович — ведущий специалист, E-mail: eslab@mail.ru.

Хлюстова Людмила Ивановна — главный конструктор, E-mail: lusi@iki.rssi.ru.

автономную навигацию во время перелета КА от Земли к Марсу с выходом аппарата на рабочую орбиту. В настоящее время нет бортовой реальной действующей автономной системы навигации КА в нашей планетной системе. Для навигации межпланетных перелетов используется наземная сеть антенн. Как правило, работы такой системы финансово затратные. Тем не менее, различные наработки таких систем предлагались. Накопилось несколько вариантов таких систем, но не одна из них не была реализована [1, 2]. Предлагаемый нами прибор уже разработан и находится в стадии изготовления опытного образца, на котором будет проведен весь цикл необходимых испытаний, чтобы аттестовать его для применения на КА. Как было сказано, одна из причин создания такого прибора заключена в снижении издержек на работу наземного комплекса антенн. Кроме этого, имеются и другие причины — это, например, автоматизация космического корабля, благодаря чему он может обеспечивать выполнение задачи автономно, практически без вмешательства с Земли.

Очевидно, что параметры прибора по массе, габаритам, потреблению и точности должны обеспечивать установку его для всех классов КА, применяемых в межпланетных исследованиях.

МЕТОДИКА НАВИГАЦИОННЫХ ИЗМЕРЕНИЙ

Были рассмотрены различные предлагаемые схемы и выбрана наиболее, на наш взгляд, простая. В основу автономной навигации КА заложено высокоточное измерение (на основе оптических К-МОП матриц) положения Солнца на фоне звезд, для чего в приборе используются два датчика: солнечный (СД) и звездный (ЗД). С помощью узкоугольной камеры (солнечный датчик) определяется дальность и направление на центр масс Солнца. Координаты вектора, направленного от КА в центр масс Солнца, определяются в приборной системе координат (ПСК). Координаты этого вектора в инерциальной системе координат (ИСК) находятся с помощью звездного датчика, оси которого жестко связаны с осями узкоугольной камеры. Таким образом, определяется дальность и положение центра масс Солнца в ИСК относительно КА, что позволяет однозначно вычислить координаты КА в ИСК на текущий момент времени. Для определения дальности используется солнечный датчик, который имеет малое поле зрения, около 2° . В таком поле зрения Солнце с орбиты Земли будет иметь размер $\sim 256 \times 256$ пикселей (матрица имеет размер 1000×1000 пикселей [3]). Для устранения неоднородностей (протуберанцы и др.) видимого диска Солнца применяется узкополосный фильтр, с помощью которого неоднородности практически не видны и не могут исказить форму диска. По видимому изображению диска Солнца рассчитываются координаты центра этого диска

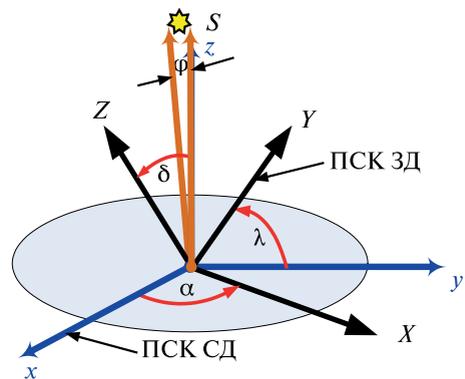


Рис. 1. Схема определения навигационных координат: α , δ , λ — углы между осями ПСК и ИСК; ϕ — угол видимого диска Солнца

и величина площади, им занимаемая. Полученные значения площади видимого диска Солнца позволяют определить дальность до центра масс. Как было выше сказано, координатные системы звездного и солнечного датчиков жестко связаны между собой. Поэтому, синхронизируя измерения солнечного и звездного датчиков, можно определить параметры вектора, направленного в центр видимого диска Солнца. Зная дальность и направление вектора, можно вычислить координаты КА на текущий момент времени в ИСК (рис. 1, см. с. 85).

ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ НАВИГАЦИОННЫХ ИЗМЕРЕНИЙ

Проектируемая точность определения угловых направлений на навигационные объекты составляет $\sigma = \pm 0,05$ угл. с. Для решения задачи требуется высокоточное знание результатов угловых измерений в каждый момент времени навигационных объектов (Солнца и звезд). При выполнении наблюдений реализуется принцип совмещенных координатных систем обоих датчиков (см. рис. 1). Обработка данных СД и ЗД обеспечивается с точностью дифракционного качества.

Для привязки наблюдений в ИСК будет использован астрономический каталог Hipparcos, Tycho I или Tycho II. Перечисленные каталоги являются Международной Небесной Опорной Системой координат (International Celestial Reference Frame — ICRF) [4].

Каталоги содержат положения, собственные движения и фотометрию в двух полосах (В и V) для 120 и 2500 тысяч ярчайших звезд небесной сферы. При этом полнота выборки достигается на уровне 90% для 8,5- и 11,5-й звездной величины соответственно в полосе V. Главная особенность каталогов — точные собственные движения, полученные для 90...95 % звезд каталога. Основные параметры каталогов приведены в таблице.

Основные параметры каталогов Hipparcos и Tycho

Каталог	Hipparcos	Tycho I	Tycho II
Система каталога	ICRS		
Согласованность с ICRS	$\pm 0,6$ marcsec* по всем осям		
Отклонение от инерционности	$\pm 0,25$ marcsec/год по всем осям		
Средняя эпоха наблюдения	1991.25		
Эпоха каталога	J2000		
Число звезд	118 218	1 058 332	2 539 913
Предельная звездная величина	12,4 ^m	11,5 ^m	1 ^m 3
Полнота каталога	7,3 ^m ...9 ^m	10,5 ^m	11,0 ^m ...11,5 ^m
Средние точности:			
положений звезд, marcsec	< 1	7...25	7...60
собственных движений звезд, marcsec /год	< 1	—	< 2,5
параллаксов, marcsec	~1	—	—
фотометрии	~0,002 ^m	0,06 ^m ...0,10 ^m	0,10 ^m ...0,13 ^m

* marcsec — угловая миллисекунда.

Эти каталоги обеспечивает плотность звезд от 10 до 200 в поле зрения $2 \times 2^\circ$ с точностью привязки ИСК не хуже 1 massec. Для звезд до величины 9^m каталог содержит более 11 8000 объектов и имеет среднюю плотность для выбранного поля зрения $2 \times 2^\circ$ не менее 3,7 звезды.

Для работы такой системы требуется наведение на Солнце оптической оси солнечного датчика, а второй датчик может быть наведен в любую точку небесной сферы, таким образом, всегда обеспечивается возможность проведения измерений траектории КА. Как правило, многие аппараты во время перелета имеют ориентацию в виде закрутки в направлении на Солнце. Такая ориентация малозатратна по энергетике и рабочему телу. Выбор Солнца в качестве опорной точки связан с тем, что, если использовать в качестве опорных объектов планеты, то встает проблема одновременного наблюдения двух объектов при жесткой фиксации осей датчиков на борту КА. Применение переменной базы осей сведет на нет всю точность измерения. Такой подход был не приемлем.

Для снижения ошибки, вызванной эффектом смазывания изображения при вращении, использовалась математическая обработка с целью приведения наблюдений к единому моменту времени в обоих датчиках, что незатруднительно при учете величины погрешности смазывающего эффекта и требуемой точности измерения.

Для выбранных навигационных объектов периодическое повторение таких серий наблюдений позволит контролировать движение КА с высокой точностью, так как увеличивается статистика измерений. В этом случае случайная погрешность уменьшается и при достаточно длительных измерениях на трассе перелета величина случайной погрешности стремится к нулю.

Для решения других навигационных задач в качестве вторичных навигационных объектов могут быть использованы Луна, планеты Венера, Земля, Марс и другие планеты Солнечной системы, при условии, если дальность до планет позволяет разрешить изображение объекта солнечным датчиком до размера в несколько десятков пикселей. Такой режим можно использовать для локальной навигации, при подлете к заданному объекту с целью выхода на его орбиту. В этом случае возникает дополнительная погрешность в измерениях, так как планеты, как правило, будут представлены на изображениях в виде серпа или не полностью освещенного диска. Как правило, для большинства случаев подлет КА к планете проходит с внутренней части орбиты, что обеспечивает, по крайней мере, половину освещенного диска. Относительная ошибка в этом случае будет такой же, как и в измерении дальности при навигации по Солнцу (при условии соизмеримости угловых размеров объекта), и траектория полета может быть уточнена до величин меньше 1 км. Предлагаемый прибор может обеспечивать навигационными данными КА не только на этапе перелета, но и при выходе его на требуемую орбиту и позднее — при работе на этой орбите. В последнем случае требуется дополнительный датчик горизонта из-за видимости планеты с орбиты под большим углом. Для этого на практике можно использовать широкоугольный солнечный датчик, который, как правило, имеется на борту КА. Предлагаемый приборный комплекс, состоящий из навигационной системы, широкоугольного солнечного и одного звездного датчиков, может обеспечивать навигационными данными КА на всех этапах его функционирования.

Надо отметить, что эфемериды планет известны с высокой точностью [5], а это значит, что после определения траектории полета КА на некотором участке

можно экстраполировать на бортовом компьютере траекторию КА с целью прогноза точности его сближения с планетой. На основе заложенных в память данных об эфемеридах планет может быть оценена точность сближения и проведена, в случае необходимости, коррекция траектории.

КОНСТРУКЦИОННЫЕ ОСОБЕННОСТИ ДАТЧИКА

Точность опорной системы ICRF, реализуемой в современных телескопах с регистрацией на различных матрицах, определяется погрешностью порядка $\pm 0,03$ угл. с, если иметь в виду измерение расстояний между положениями центров интенсивности звезд в пределах поля зрения телескопа. Приблизительные характеристики соответствующего инструмента таковы: угловое поле зрения конус $\sim 2^\circ$; масштаб изображения в фокальной плоскости — 500 угл. с/мм. Диаметр входного зрачка — около 40 мм, а относительное отверстие — $D:f$ равно 1:11.

Проведены расчеты чувствительности звездного датчика [6, 7] по формуле

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

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 ; N_s — фотонный шум; N_{dc} — шум темнового сигнала; N_r — шум считывания; N_q — шум квантования.

Эти расчеты показывают, что прибор позволяет на пределе чувствительности регистрировать в полосе V звезды до $7,5^m$ (рис. 2) (при вычитании темнового кадра до $9,0^m$).

Основные характеристики оптической системы датчиков

Фокусное расстояние	$f = 390$ мм
Угловое поле	$2\omega = 2^\circ$
Относительное отверстие	$D:f = 1:11$
Диаметр входного зрачка	40 мм
Диаметр кружка рассеяния	30 мкм
Габариты	$\varnothing 45 \times 200$ мм
Масса объектива без бленды	300 г
Объектив исправлен для длины волны . . .	0,63 мм

Расчеты показывают, что точность определения положения координат КА (σ) при единичном измерении составит величину порядка ~ 1300 км. Для повышения точности измерения используется статистическая обработка получаемых измерений за достаточно длительный период. Чтобы устранить системную или случайную ошибку в режиме измерения, используется закрукта КА вокруг оси, направленной на Солнце, что позволяет существенно снизить погрешность. По проведенным расчетам обеспечивается точность (σ) в десятки километров (100 км). Вся информация о траектории полета сохраняется в памяти прибора, что повышает точность определения траектории за весь период перелета.

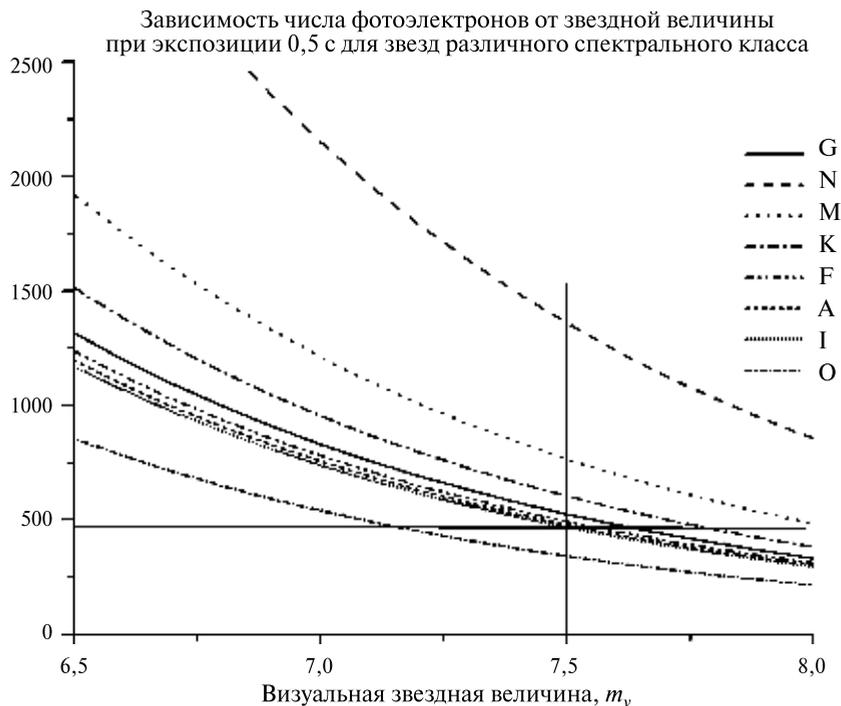


Рис. 2. Чувствительность прибора для различного класса звезд

Основные характеристики одного навигационного прибора

Погрешность определения координат (σ):	
единичное значение за 2 с на дальности 1 а.е.	1300 км
экстраполяция измерений за 1 ч	100 км
Частота выдачи информации.	≤ 4 Гц
Масса	700 г
Габаритные размеры	45×200×200 мм
Напряжение питания	9...35 В
Потребляемая мощность	3,0 Вт

Выводы

С помощью астрономических наблюдений с борта КА осуществляется автономная высокоточная навигация, что позволяет сделать следующие выводы:

- предлагаемая автономная система навигации обеспечивает приемлемые характеристики по массе, габаритам и потреблению;
- полученная точность определения координат достаточна для совершения межпланетных перелетов;
- применение автономной навигации позволит сэкономить финансовые ресурсы проекта за счет уменьшения времени работы наземных станций;
- стоимость прибора соизмерима со стоимостью звездных датчиков КА.

Литература

1. Григорьев В. М., Панушев 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 // Оптич. журн. 2006. Т. 73. № 4. С. 43–48.
2. Чубей М. С., Ковальчук Л. В., Еськов Д. Н., Серегин Д. А., Милордов А. Б., Холодова С. И. Звездный датчик для автономной навигации в дальнем космосе // Оптич. журн. 2007. Т. 74. № 2. С. 40–48.
3. Star 1000 datasheet (<http://www.cypress.com/products/?rpn=STAR-1000>).
4. Эфемеридная астрономия // Тр. ИПА РАН. Вып. 10. СПб.: ИПА РАН, 2004. С. 44–61.
5. Киселев А. Л. Теоретические основы фотографической астрометрии. М.: Наука, Физматлит, 1989.
6. Bogaerts J., Dierickx B., Meynants G., Uwaerts D. Total Dose and Displacement Damage Effects in a Radiation-Hardened CMOS APS // IEEE transaction on electron devices. Jan. 2003. V. 50. N. 1. P. 84–90.
7. Healey G. E., Kondepudy R. Radiometric CCD camera Calibration and Noise estimation // IEEE transaction on pattern analysis and machine intelligence. Mar. 1994. V. 16. N. 3. P. 267–276.

SYSTEM OF NAVIGATION OF THE SPACECRAFT IN SOLAR SYSTEM

A. N. Lipatov¹, V. M. Linkin¹, O. N. Andreev¹, V. S. Makarov¹, S. A. Antonenko²,
G. V. Zaharkin², L. I. Hlyustova¹

¹ Space Research Institute (IKI RAN), Moscow

² Joint venture INTERASTRO, Moscow

As a rule, for definition of position spacecraft in Solar system land radio stations are used. For these purposes the whole network of such stations in the different countries is created. Therefore, for today the systems using natural reference points for definition of coordinates spacecraft in Solar system can be the most perspective. In article results of work on a concrete solution of a problem on creation of small-sized navigating system are presented. It is intended for spacecraft which carry out research missions in Solar system. The offered system provides definition of position spacecraft in inertial system of coordinates without support of radio stations which as was told earlier, is base for all missions. Application of independent systems allows to save resources of a land long-distance communication and to carry out flight spacecraft in an automatic mode. In article following questions are considered: the idea of development of navigation; requirements to on-board system of navigation; the choice of hardware maintenance of on-board systems of navigation; the choice and working out of software of on-board systems of navigation; influence of dynamics spacecraft on navigating accuracy.

For offered system reference points (objects) have been chosen the Sun and stars. With their help the full spatial binding of position of the device in space is reached at any moment. The chosen objects provide necessary accuracy in inertial system of coordinates for realization of interplanetary flight. In article the reasons of a choice of the given decision will be stated.

Keywords: navigation systems, navigation devices of spacecrafts, navigation in the Solar system.

Lipatov Alexander Nikolaevich — senior scientist, PhD, E-mail: slip@iki.rssi.ru.

Linkin Viacheslav Mikhaylovich — head of the laboratory, doctor of science, E-mail: gotlib@iki.rssi.ru.

Andreev Oleg Nikolaevich — leading specialist, E-mail: oleg-a1@iki.rssi.ru.

Makarov Vladislav Sergeevich — leading specialist, E-mail: vmakarov@mx.iki.rssi.ru.

Antonenko Sergey Anatol'evich — leading specialist, E-mail: eslab@mail.ru.

Zakharkin Gennady Vladimirovich — leading specialist, E-mail: eslab@mail.ru.

Khlyustova Lyudmila Ivanovna — chief constructor, E-mail: lusi@iki.rssi.ru.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ, ОБОРУДОВАННЫХ ЛАЗЕРНЫМИ РЕТРОРЕФЛЕКТОРАМИ, НА ПРИМЕРЕ НАНОСПУТНИКА REFLECTOR

Р. Б. Немучинский, М. Ю. Овчинников

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

В статье обосновывается возможность и приводится разработанная авторами методика определения ориентации космических аппаратов (КА), оборудованных лазерными ретрорефлекторами. Определены отдельные параметры движения наноспутника (масса до 10 кг) REFLECTOR и выполнена полная идентификация движения в отдельных случаях на основе численных экспериментов.

Работа поддержана грантом научной школы НШ-6700.2010.1.

Ключевые слова: определение ориентации КА, лазерный ретрорефлектор, метод наименьших квадратов.

Введение

Наблюдения объектов космического мусора (ОКМ) по отраженному солнечному свету с использованием обычных следящих оптических инструментов имеют ряд ограничений: по времени наблюдения (ночное время) и по освещенности (ОКМ должны быть освещены Солнцем). Последнее требование тем сложнее реализовать, чем ниже орбита ОКМ. Для расширения возможностей наблюдения ОКМ и снятия различных ограничений используются телескопы с лазерной подсветкой (<http://lnfm1.sai.msu.ru/~turyshhev/material/Shargorodsky-laser-ranging-1uas-2007.pdf>). Однако, в отличие от оптических телескопов, юстировку и калибровку которых можно осуществлять, используя звездные скопления и двойные звезды, для калибровки телескопов с лазерной подсветкой нужны специальные спутники-мишени. Это обусловлено высокой когерентностью лазерной подсветки, которая создает интерференционную картину, осложняющую получение детальных изображений ОКМ. С этой целью разработан и в 2001 г. выведен на орбиту наноспутник REFLECTOR для использования его в качестве калибровочной цели применительно к наземным системам получения изображений, дальнометрии и зондирования. Он снабжен набором из 40 ретрорефлекторов, рассчитанных на работу в видимом и ближнем инфракрасном диапазонах волн, и образует пространственнопротяженную цель для наблюдения с наземных станций. Некоторые из этих ретрорефлекторов используются также для создания поляризационной сигнатуры в отраженном лазерном свете.

ОПИСАНИЕ НАНОСПУТНИКА REFLECTOR

Наноспутник REFLECTOR запущен на круговую орбиту высотой 1018 км с наклонением 99,8°. В основу конструкции положен критерий, связанный с его

Немучинский Роман Борисович — младший научный сотрудник, E-mail: rioman.nem@gmail.com.

Овчинников Михаил Юрьевич — заведующий отделом, доктор физико-математических наук, профессор, E-mail: ovchinni@keldysh.ru.

функционированием в качестве оптической цели. Прежде всего спутник должен быть виден с наземных станций как цель из отдельных точек, образуемых ретрорефлекторами. Другим критерием является его ориентация, которая должна обеспечивать знание положений ретрорефлекторов при наблюдении с Земли в определенных точках орбиты. Это позволяет сравнивать изображения спутника с известной целью. Наконец, спутник должен быть пассивным и иметь малую массу.

Общий вид и схема спутника REFLECTOR показаны на рис. 1. После отделения от носителя центральная телескопическая штанга выдвигается, обеспечивая гравитационный восстанавливающий момент в пассивной системе ориентации. Ретрорефлекторы сгруппированы в трех местах: на вершине штанги; неподалеку от центра конструкции аппарата; в четырех углах его основания.

После отделения от носителя спутник может стабилизироваться в одном из двух положений — штангой в сторону Земли или от нее, поэтому ретрорефлекторы расположены так, что они обращены как «вниз», так и «вверх». Таким образом, независимо от окончательного направления штанги, четыре отражателя на ее вершине, четыре отражателя в центре аппарата и по два отражателя в каждом из углов основания аппарата будут направлены в сторону Земли.

Ориентация спутника REFLECTOR на орбите должна поддерживаться известным образом по двум причинам. Во-первых, щелевые диафрагмы на ретрорефлекторах должны быть ориентированы ортогонально вектору скорости центра масс спутника, и, во-вторых, для экспериментов по получению изображений должен быть известен вид цели.

Для обеспечения асимптотической устойчивости положений равновесия спутника на круговой орбите относительно орбитальной системы координат он снабжен стержнями из магнитомягких материалов, которые играют роль демпфера.

Работу системы ориентации спутника REFLECTOR необходимо контролировать хотя бы для того, чтобы знать, в каком положении и когда спутник стабили-

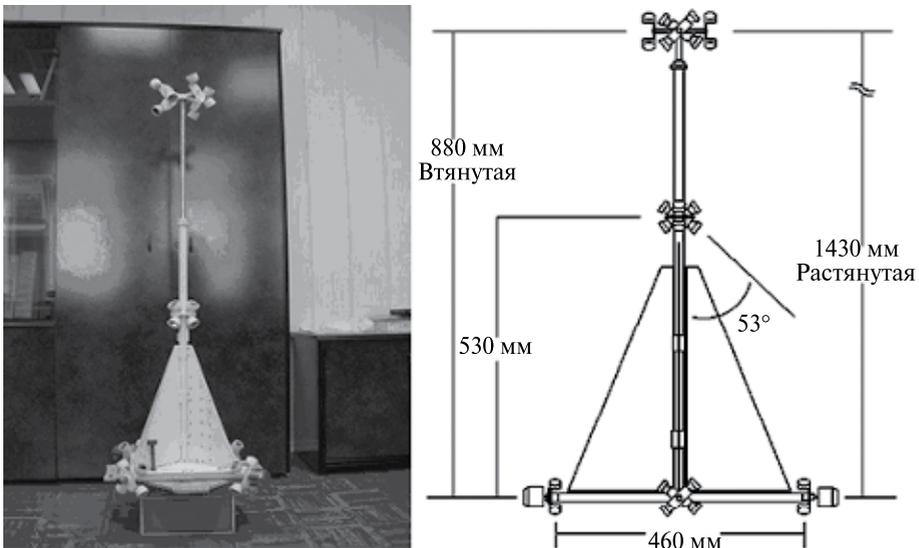


Рис. 1. Общий вид и схема наноспутника REFLECTOR

зировался. Но, поскольку спутник REFLECTOR пассивный, т.е. на нем нет датчиков и отсутствует возможность передачи информации на Землю, единственная информация, которую можно получить, — это расстояния от станции слежения до ретрорефлекторов, получаемые на основе измерения времени прохождения лазерного луча в обе стороны. Исходя из этой информации необходимо получить знание о текущей ориентации спутника [1].

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

На наноспутнике REFLECTOR установлены 40 ретрорефлекторов, объединенных в шесть сборок. Поскольку рефлекторы из одной сборки крайне близки друг к другу, в дальнейшем под ретрорефлектором будем понимать такую сборку, которая отражает лазерный луч независимо от того, с какой стороны он на нее попадает. При движении спутник подсвечивается лазерным лучом со станций, входящих в состав Международной сети наземных станций слежения (ILRS). По времени прохождения луча в обе стороны определяется расстояние до ретрорефлектора. Полученные данные проходят обработку: из вычисленного расстояния вычитается расстояние до центра масс спутника, в свою очередь вычисленное исходя из известных параметров орбиты или полученное иным способом. Таким образом, в результате получается расстояние от ретрорефлектора до *картинной плоскости*, проходящей через центр масс спутника и перпендикулярной направлению падающего лазерного луча (рис. 2).

В силу малого угла расхождения лазерного луча и, следовательно, малости угла α , расстояние l от рефлектора P_1 до картинной плоскости можно считать равным разности расстояний от станции слежения до рефлектора P_1 и до центра масс O .

Величина l является проекцией вектора OP_1 на направление нормали к картинной плоскости τ , которая идет вдоль направления лазерного луча, $l = (OP_1, \tau)$. А в случае, когда имеется n рефлекторов в точках P_i ($i = 1, \dots, n$), можно записать систему из n уравнений относительно координат вектора τ :

$$l_i = (OP_i, \tau). \quad (1)$$

При этом l_i известны из измерений, а чтобы были известны координаты векторов OP_i , их, как и координаты вектора τ , надо записывать в связанной со спутником системе координат.

Поскольку в системе (1) только три неизвестных, то она будет переопределенной (хотя и совместной), даже если в ней больше трех уравнений. Каждый ретрорефлектор дает

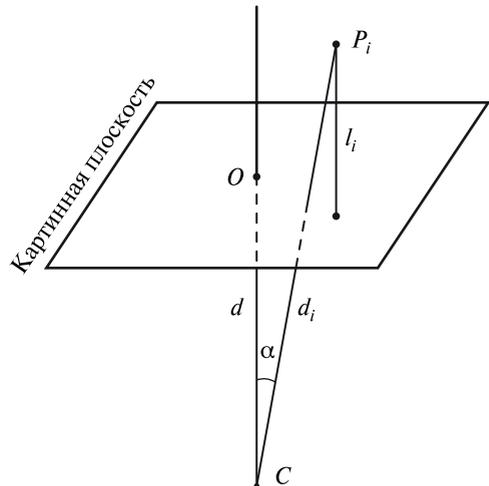


Рис. 2. Взаимное расположение станции слежения, рефлектора и картинной плоскости

одно уравнение в эту систему, так что спутник не имеет смысла оборудовать более чем тремя ретрорефлекторами (конечно, при условии их постоянной видимости).

Из вышеизложенного следует, что измерения расстояний от ретрорефлекторов до картинной плоскости позволяют определить одноосную ориентацию спутника. Для определения трехосной ориентации необходимо иметь еще один источник позиционных измерений, например, солнечный датчик или магнитометр. Это утверждение верно, если нет априорных предположений о движении спутника, оборудованного ретрорефлекторами. Если же такие предположения есть, можно попытаться на основании поступающей информации определить трехосную ориентацию спутников.

С помощью библиотеки символьных вычислений в среде MATLAB исследована [2] разрешимость уравнений относительно параметров движения (и, следовательно, возможность определения трехосной ориентации) в случаях, когда движение спутника представляет собой регулярную прецессию или колебания в гравитационном поле относительно устойчивого положения равновесия. Уравнения разрешимы за исключением отдельных случаев, когда параметры движения и конструкционные параметры спутника удовлетворяют найденным в [2] соотношениям.

Используем описанный подход для определения параметров движения спутника REFLECTOR.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ СПУТНИКА REFLECTOR

На начальном этапе движения наноспутника REFLECTOR его угловая скорость велика, тогда величину работы моментов внешних сил за время сессии наблюдения (10...15 мин) можно считать малой по сравнению с энергией вращательного движения спутника. Вводится предположение: спутник — это свободно вращающееся осесимметричное твердое тело. В этом случае его движение представляет собой регулярную прецессию. Пренебрежем поворотом картинной плоскости из-за несовпадения местной вертикали и направления луча лазера. На самом деле, этот поворот может быть весьма значительным — порядка 50° , а пренебречь им можно из-за того, что на переходных этапах нас интересует только прецессия и связанные с ней скорости.

Пример данных, полученных со станции, расположенной в Хёрстмонсо, при слежении за спутником REFLECTOR приведен на рис. 3 (см. с. 95). При обработке этих данных эмпирически выделяются последовательности точек, соответствующих одному и тому же ретрорефлектору (рис. 4, см. с. 95), которые и подвергаются дальнейшей обработке.

При обработке данных сессий не представилось возможным идентифицировать отражения от ретрорефлекторов, расположенных на основании. Поэтому в работе вычислялась только скорость прецессии, а скорость собственного вращения не определялась.

Вычисление скорости прецессии проводилось методом наименьших квадратов (МНК) при использовании следующей модели:

$$l = -\sin(\theta) \cdot \cos(\varphi + \omega t) \cdot \cos(\psi) + r.$$

Здесь l — расстояние от ретрорефлектора до картинной плоскости; θ — угол нутации относительно системы координат, связанной с кинетическим моментом; φ —

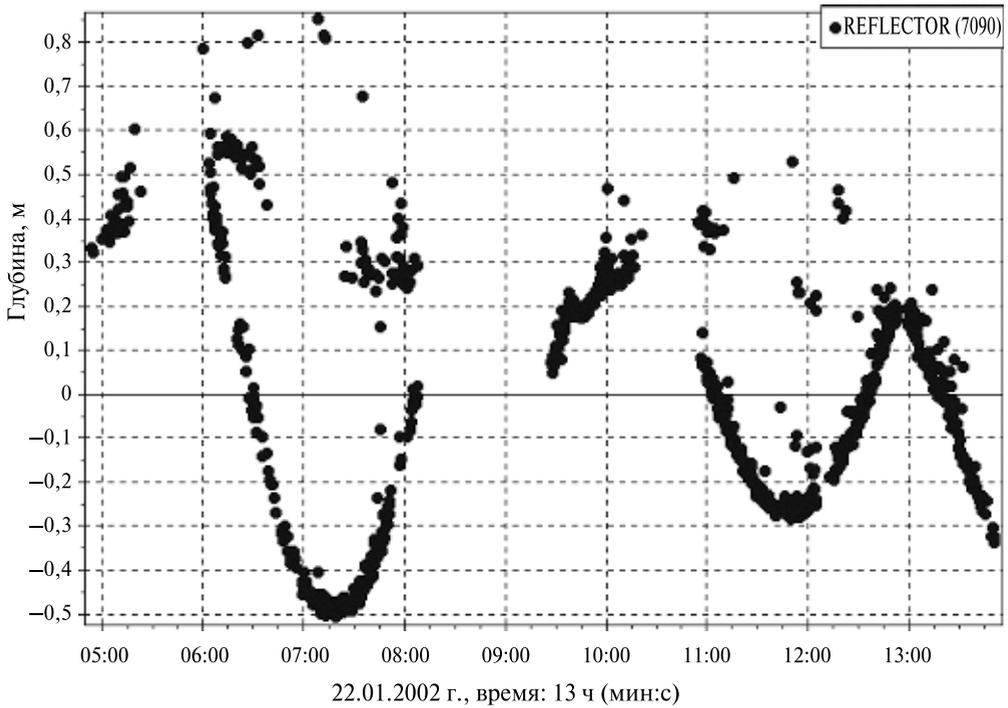


Рис. 3. Пример данных, полученных со станции слежения в Хёрстмонсо

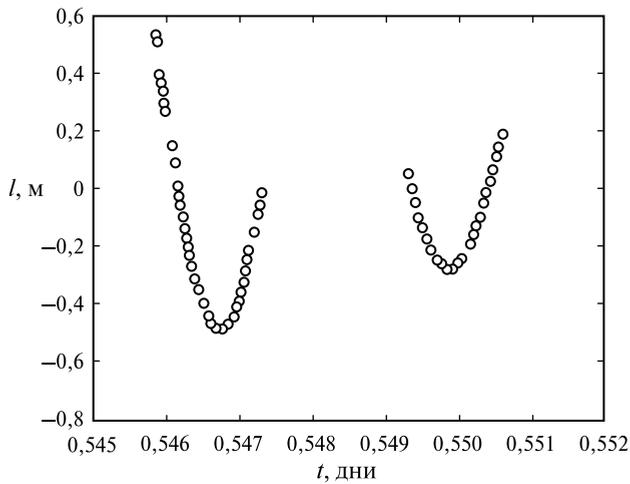


Рис. 4. Предварительно обработанные данные со станции слежения

начальный угол прецессии относительно той же системы координат; ω — скорость прецессии; ψ — угол наклона оси прецессии к картинной плоскости; r — систематическая погрешность и t — время.

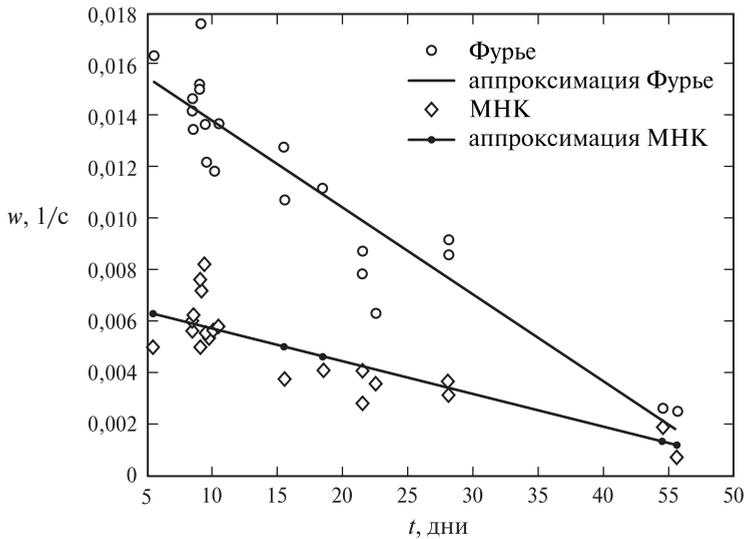


Рис. 5. График изменения скорости прецессии нанопутника REFLECTOR, полученный с помощью преобразования Фурье и метода наименьших квадратов

Для решения задачи методом наименьших квадратов определялся минимум функционала

$$F(\theta, \varphi, \omega, \psi, r) = \sum_{i=1}^n (-\sin(\theta) \cdot \cos(\varphi + \omega t_i) \cdot \cos(\psi) + r - l_i).$$

В качестве начального приближения к минимизирующим его значение переменным выбирались следующие величины:

$$\theta = 1, \varphi = 0, \psi = 1, r = 0.$$

Поскольку основной целью является определение скорости прецессии ω , и к точности именно ее определения предъявляются самые высокие требования, начальное приближение для нее *априори* не задавалось. Оно выбиралось с использованием дискретного преобразования Фурье [3]: находился спектр значений, полученных при измерениях, и за начальное приближение бралась частота самой интенсивной гармоники ω_0 . Оказалось, что этого недостаточно. Тогда поиск глобального минимума проводился несколько раз с разными начальными приближениями к ω ($i\omega_0/3, i = 1, \dots, 10$).

В результате были найдены значения, совпадающие в пределах погрешности с полученными в работе [3] (рис. 5).

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ ПО ДАННЫМ ИЗМЕРЕНИЙ, ПОЛУЧЕННЫМ В РЕЗУЛЬТАТЕ ЧИСЛЕННЫХ ЭКСПЕРИМЕНТОВ

С целью экспериментальной проверки утверждений о возможности определения ориентации, выдвинутых в [2], был проведен ряд численных экспериментов. Для этого создана программа, позволяющая имитировать результаты измерений с

твердого тела с закрепленной точкой, на котором установлено до трех ретрорефлекторов (места их расположения фиксированы — в концах ортов связанной системы координат), задавать начальное приближение для метода наименьших квадратов и находить движение тела по данным измерений (главное окно программы показано на рис. 6).

В модели, принятой в программе, считалось, что можно различить, с какого именно рефлектора получено то или иное отражение (в действительности для этого необходимо, например, оснастить каждый рефлектор поляризатором).

Эксперименты в общих чертах подтвердили выводы работы [2]. На рис. 7 можно видеть результаты определения ориентации тела, оборудованного тремя

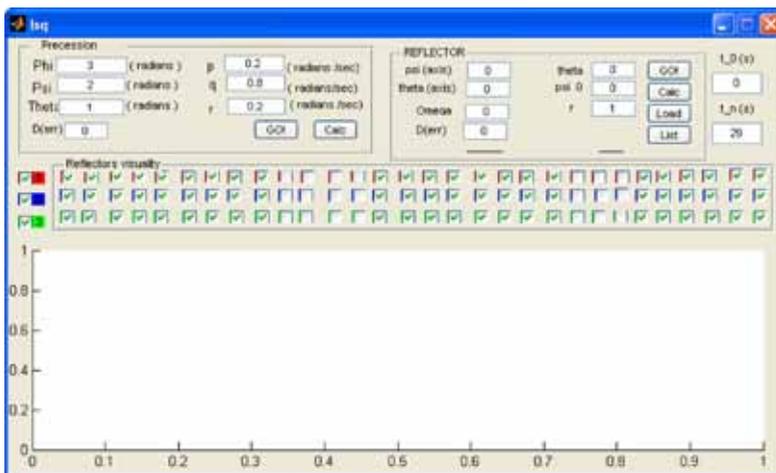


Рис. 6. Главное окно программы, с помощью которой проводились численные эксперименты по определению ориентации спутника

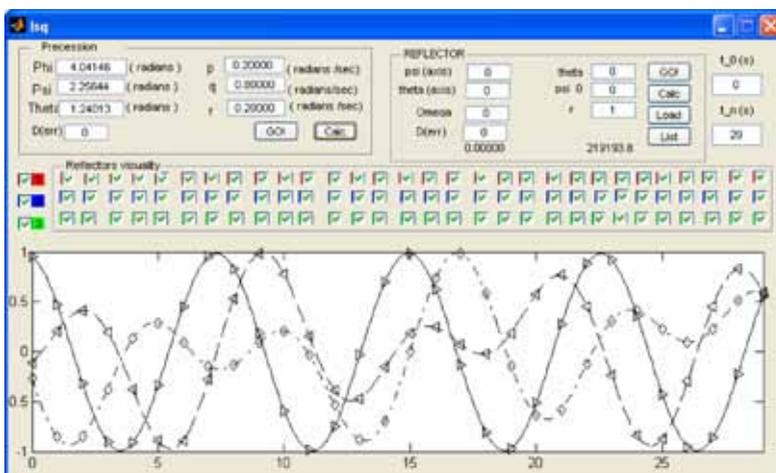


Рис. 7. Результаты определения ориентации тела, оборудованного тремя ретрорефлекторами

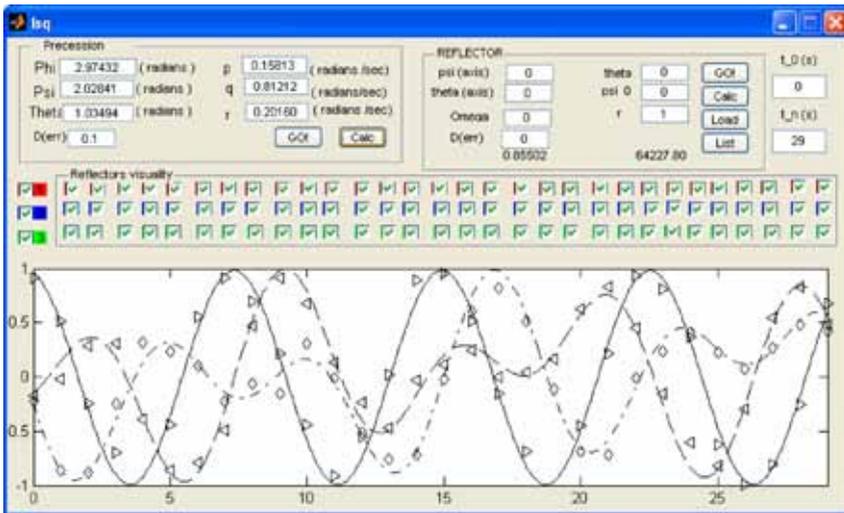


Рис. 8. Результаты определения ориентации тела, оборудованного тремя ретрорефлекторами, при наличии нормально распределенных ошибок измерения

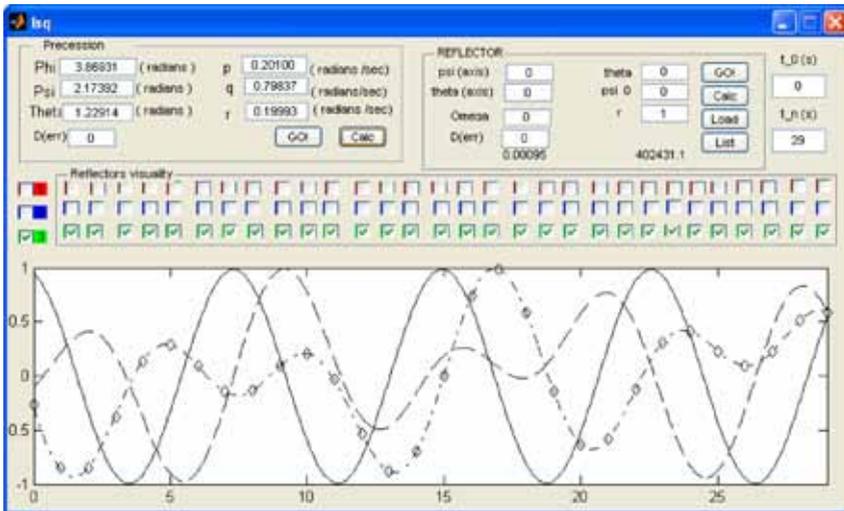


Рис. 9. Результаты определения ориентации тела, оборудованного одним ретрорефлектором

рефлекторами при отсутствии ошибок измерения, а на рис. 8 — с нормально распределенными ошибками (на нижнем графике ромбами и повернутыми в разные стороны треугольниками обозначены результаты измерений от разных рефлекторов, а линиями различных типов — траектории соответствующих рефлекторов). Однако выяснилось, что при определении движения тела, оборудованного единственным рефлектором, не лежащим на оси вращения (рис. 9), начальное приближение необходимо подбирать точнее, чем для тела, оборудованного тремя рефлекторами, и начальная ориентация восстанавливается с большими ошибками.

Заключение

В работе проведена верификация возможности определения ориентации тела, снабженного лазерными ретрорефлекторами. Частично определена ориентация наноспутника REFLECTOR, затрудняемая значимыми ошибками измерений в полученных данных. Возможность определения ориентации подтвердилась в «идеальных» условиях численных экспериментов: удается определить ориентацию и движение тела, оборудованного как тремя, так и всего одним ретрорефлектором, на основе метода наименьших квадратов.

Литература

1. 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.
2. Немучинский Р. Б., Овчинников М. Ю. Наблюдаемость тела с закрепленной точкой, снабженного лазерными ретрорефлекторами: Препринт ИПМ им. М. В. Келдыша РАН. № 12. М.: ИПМ РАН, 2009 (<http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2009-12>).
3. Немучинский Р. Б., Овчинников М. Ю. Определение параметров углового движения пассивного наноспутника REFLECTOR по результатам лазерных внешнетраекторных измерений: Препринт ИПМ им. М. В. Келдыша РАН. № 37. М.: ИПМ РАН, 2006 (<http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2006-37>).

ATTITUDE DETERMINATION OF SPACECRAFT EQUIPPED WITH LASER RETROREFLECTORS BY EXAMPLE OF NANOSATELLITE REFLECTOR

R. B. Nemuchinsky, M. Yu. Ovchinnikov

Keldysh Institute of Applied Mathematics of Russian Academy of Sciences, Moscow

Ability of attitude determination of spacecraft equipped with laser retroreflectors is vindicated. A developed procedure of such determination is given. Some certain motion parameters of nanosatellite REFLECTOR are determined and complete motion identification in certain cases based on numerical experiments is performed.

Keywords: attitude determination, laser retroreflector, least square method.

Nemuchinsky Roman Borisovich — junior scientist, E-mail: rioman.nem@gmail.com.

Ovchinnikov Michael Yur'evich — chief of department, doctor of physical and mathematical sciences, professor, E-mail: ovchinni@keldysh.ru.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ГЕОВЕРТИКАЛИ ПО НАБЛЮДЕНИЮ ЛИМБА ЗЕМЛИ

М. С. Тучин, А. И. Захаров, М. Е. Прохоров

Государственное научное учреждение Государственный астрономический институт им. П. К. Штернберга Московского государственного университета им. М. В. Ломоносова (ГАИШ), Москва

Предложен новый способ определения геовертикали — небесных координат центра Земли — при наблюдении с борта космического аппарата с точностью 1...3 угл. с. Обоснован выбор диапазона длин волн, в котором алгоритм функционирует наилучшим образом.

Ключевые слова: космическая навигация, геовертикаль, атмосфера, лимб Земли, рассеяние излучения.

Введение

В последнее время изображения Земли в разных спектральных диапазонах, полученные с борта космических аппаратов (КА) на высотах более 10 тыс. км, широко используются в различных областях: гидрометеорологии, экологии, оперативной картографии, космической навигации, а также для получения информации, необходимой для служб чрезвычайных ситуаций и т. п.

В большинстве случаев требуется с высокой точностью привязать положение целевых объектов на изображениях Земли к географическим координатам. Такая привязка требует знания точного положения КА относительно Земли, направления оси визирования в пространстве и угла поворота кадра вокруг этой оси. Направление оси визирования и угол поворота кадра можно определить с помощью звездных датчиков ориентации или другими способами. Точное положение КА в пространстве чаще всего определяют с Земли.

Погрешность большинства существующих датчиков геовертикали более 1' (например, датчики производства Sodern, Франция [Sodern, 2001, 2004]). Существует потребность в методе, позволяющем уменьшить погрешность до 1...5". Это соответствует погрешности определения координат на поверхности Земли порядка 100 м — 1 км с геостационарной орбиты (большая полуось орбиты $a \approx 42\,200$ км).

ОПИСАНИЕ МЕТОДА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ГЕОВЕРТИКАЛИ

Предлагаемый метод основан на анализе изображения лимба Земли. Под лимбом Земли в данном случае подразумевается видимый светящийся ореол, окружающий изображение диска Земли и представляющий собой рассеянное в атмосфере Земли излучение. Если наблюдаемая часть атмосферы освещена прямым солнеч-

Тучин Максим Сергеевич — младший научный сотрудник, E-mail: wizard81@mail.ru.

Захаров Андрей Игоревич — научный сотрудник, E-mail: zakh@sai.msu.ru.

Прохоров Михаил Евгеньевич — ведущий научный сотрудник, доктор физико-математических наук, E-mail: mike.prokhorov@gmail.com.

ным излучением, то основным вкладом в излучение лимба будет однократное рассеяние. Другие части атмосферы, находящиеся в сумеречной зоне, светятся за счет многократного рассеяния излучения в атмосфере. И, наконец, существует ночная зона лимба, где рассеянный свет уже пренебрежимо мал.

Для определения положения центра Земли по изображению лимба в кадре необходимо выделить точки, которые находятся на одинаковой или известной высоте над поверхностью Земли.

Выбор точек на лимбе можно осуществлять несколькими способами. Например, могут выбираться точки изображения с одинаковой яркостью (изофоты). С помощью изофот можно определить центр изображения Земли. Для этого предварительно необходимо определить высоты изофот в различных частях лимба. Недостаток этого подхода заключается в том, что в различных частях лимба эта зависимость различна. Это обусловлено взаимным расположением КА, Земли и Солнца и влиянием отражения от облачного слоя и земной поверхности. Если первый фактор поддается учету, то облачный слой быстро и плохо предсказуемо изменяется со временем. Все это снижает точность определения координат центра Земли.

В нашем методе используются не абсолютные значения яркости изображения, а значения ее градиента в радиальном направлении (т. е. поперек лимба). Выделив на зависимости градиента яркости лимба от высоты устойчивые особые точки, мы сможем определить положение центра Земли относительно них. В качестве таких точек предлагается использовать максимальные значения абсолютной величины поперечного градиента яркости лимба.

Такой подход позволяет избавиться от зависимости положения выбранных на лимбе точек от освещенности, т. е. от влияния положения Солнца и переменности альbedo. Положение особых точек поперечного градиента яркости лимба обусловлено в основном результатом двух противодействующих явлений — рассеяния излучения в направлении КА (релеевского и аэрозольного) и ослабления излучения в атмосфере Земли. Оба этих явления связаны главным образом со строением атмосферы Земли, а не с положением источников рассеиваемого излучения.

Точность определения координат объектов на поверхности Земли или в атмосфере при наблюдении с геостационарной орбиты ($a \approx 42\,200$ км) по изофотам составляет 5...10 км. Точность второго метода может быть существенно выше, но для ее достижения требуется разрешение порядка сотен метров.

Важным фактором повышения точности предлагаемого метода является выбор спектрального диапазона излучения, в котором лучше всего наблюдать лимб для определения положения центра Земли.

При выборе спектрального диапазона необходимо учитывать следующие факторы:

- большинство современных приборов с зарядовой связью (ПЗС) (матрицы или линейки) эффективно работают в красной области видимого диапазона и в ближнем инфракрасном (ИК) диапазоне;
- в ультрафиолете (при длинах волн $\lambda < 0,32$ мкм) происходит практически полное поглощение излучения в атмосфере в полосах озона [Хргиан, 1973];
- в середине видимого диапазона (0,5...0,7 мкм) лежит полоса Шапью поглощения озоном [Хргиан, 1973];
- в ближнем ИК-диапазоне (0,8...1,0 мкм) на процессы поглощения излучения оказывают влияние полосы паров воды [Зуев, Комаров, 1986а].

Поскольку распределение озона весьма переменное во времени (как в течение года, так и в течение суток), необходимо исследовать, как распределение озона по высоте и его полное количество влияют на положение особых точек градиента [Хргиан, 1973; Зуев, Комаров, 1986б].

Влияние воды на поглощение в ближнем ИК-диапазоне существенно, но, так как практически вся газообразная вода лежит ниже 10 км, то на поведение яркости лимба на высотах около 20...30 км и выше она существенного влияния оказывать не должна.

МОДЕЛЬ ЛИМБА ЗЕМЛИ

Модель лимба Земли состоит из следующих частей:

- модель строения атмосферы Земли в различных ее точках (на разных широтах и долготах) в различные сезоны [Зуев, Комаров, 1986а];
- модель переноса излучения в атмосфере Земли, учитывающая:
 - поглощение в линиях/полосах атмосферными газами [Зуев, Комаров, 1986б; Кабанов, 1983; Донченко, Кабанов, 1983];
 - релеевское рассеяние на молекулах воздуха [Кабанов, 1983];
 - аэрозольное рассеяние [Донченко, Кабанов, 1983; Кабанов, Панченко, 1984; Ивлев, Довгалюк, 1999].

Модель строения атмосферы представляет собой зависимость от высоты над уровнем моря параметров различных компонентов атмосферы: температуры и давления чистого сухого воздуха, концентраций озона, водяного пара, общего аэрозоля (под общим аэрозолем подразумевается смесь, без разделения на различные составляющие). Такое построение создается для заданного сезона, долготы и широты места. Численные данные по строению атмосферы брались из [COSPAR, 1986; BADG; WDC-RSAT].

Для вычисления поглощения излучения была использована система генерации спектров [SPECTRA], которая, в свою очередь, использует базы данных параметров спектральных линий HITRAN, GEISA и др.

Перенос излучения рассчитывался интегрированием уравнения переноса для двух случаев — однократного и двукратного рассеяния. Уравнение переноса может быть записано в таком виде:

$$dI(\vec{r}, \vec{\theta}) = -d\tau_{ext}(\vec{r})I(\vec{r}, \vec{\theta}) + \int_{4\pi} k_{scat}(\vec{r})i(\vec{\theta}, \vartheta)I(\vec{r}, \vec{\vartheta})d\vec{\vartheta},$$

где I — интенсивность излучения; τ_{ext} — оптическая толщина атмосферы (ослабление излучения); \vec{r} — вектор положения точки в атмосфере в системе координат, связанной с началом в центре Земли; $\vec{\theta}$ — вектор направления выходящего излучения из точки интегрирования; $\vec{\vartheta}$ — вектор направления приходящего рассеянного и прямого солнечного излучения в точке интегрирования; k_{scat} — коэффициент релеевского или аэрозольного рассеяния; $i(\vec{\theta}, \vec{\vartheta})$ — индикатриса рассеяния.

В случае однократного рассеяния формула для вычисления потока рассеянного излучения, проходящего через объектив площадью S_0 с направления, ограниченного телесным углом $\Delta\Omega$, имеет вид [Зуев, Комаров, 1986б]:

$$F_1 = \Delta\Omega S_0 r_{KA} \sin\varphi' \cdot \cos\psi \times \left\{ \frac{\pi^2}{2} \int_X \int_{\xi_A}^{\xi_B} X(\lambda) \lambda^{-4} E_\lambda^0 \frac{[n_\lambda^2(h) - 1]^2 e^{-\tau_\lambda(h, z_0) - \tau_\lambda(h, z_{KA})}}{N(h) \sin^2(\varphi' + \xi)} (1 + \cos^2 \gamma_0) d\xi d\lambda + \int_X \int_{\xi_A}^{\xi_B} X(\lambda) E_\lambda^0 \frac{K_\lambda^{az}(h) e^{-\tau_\lambda(h, z_0) - \tau_\lambda(h, z_{KA})}}{\sin^2(\varphi' + \xi)} I_\lambda^{az}(h, \gamma_0) d\xi d\lambda \right\},$$

где r_{KA} — расстояние от КА до центра Земли; ψ — угол между горизонтальной плоскостью в системе координат, связанной с КА, и направлением прихода излучения; φ' — угол из КА между направлением на центр Земли и направлением на точку интегрирования (рассеяния солнечного излучения); ξ — переменная интегрирования — угол между направлением на точку интегрирования и направлением на КА из центра Земли (ξ_A, ξ_B — начальная и конечная точки интегрирования); $n_\lambda(h)$ — показатель преломления для длины волны λ в атмосфере на высоте h ; $N(h)$ — число молекул в единице объема газа на высоте h ; λ — длина волны излучения; $\tau_\lambda(h, z_0)$ — оптическая толщина в направлении от элемента объема интегрирования на Солнце; $\tau_\lambda(h, z_{KA})$ — оптическая толщина в направлении от элемента объема интегрирования на КА; z_0 и z_{KA} — зенитные расстояния Солнца и КА в точке рассеяния; E_λ^0 — внеатмосферная спектральная плотность энергетической солнечной освещенности; $X(\lambda)$ — кривая реакции прибора; $S_0 \cos\psi$ — световая площадь объектива; γ_0 — направление рассеяния — угол, дополнительный до 180° , из точки интегрирования между направлениями на Солнце и на КА, $I_\lambda^{az}(h, \gamma_0)$ — индикатриса аэрозольного рассеяния, $K_\lambda^{az}(h)$ — коэффициент аэрозольного рассеяния.

Используемые в этой формуле геометрические обозначения поясняются на рис. 1, а процедура интегрирования вдоль луча зрения — на рис. 2 (см. с. 104).

Модель производит расчет изображения лимба Земли для любой освещенной Солнцем части за исключением областей полярных шапок, где недостает данных о строении атмосферы.

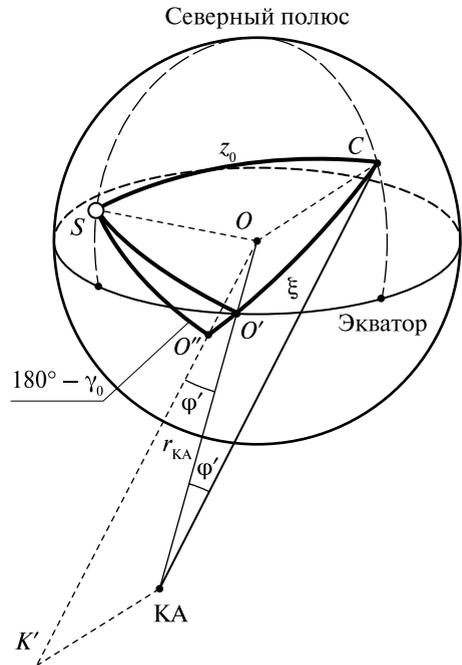


Рис. 1. Геометрия переноса излучения в атмосфере Земли: точка O — центр Земли; C — точка интегрирования (точка в атмосфере, рассеянный свет от которой попадает в объектив); O' — подспутниковая точка; OK' — линия, параллельная линии C –КА; O'' — точка пересечения линии OK' с Землей; CO' — дуга, равная ξ ; CO'' — дуга, равная z_{KA} ; S — центральная проекция положения Солнца на Землю; SO'' — дуга, равная $180^\circ - \gamma_0$

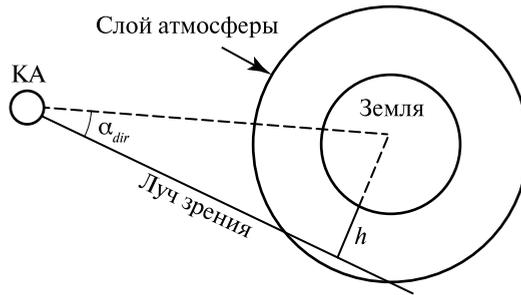


Рис. 2. Рассеяние излучения на луче зрения в атмосфере Земли: α_{dir} — угол между направлением на центр Земли и лучом, проходящим на высоте h над поверхностью Земли

РЕЗУЛЬТАТЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ

Расчет яркости лимба Земли и его градиента проводился для случая КА на геостационарной орбите. Принималось, что расстояние от КА до центра Земли — 42 200 км, а орбита КА находится в плоскости экватора. Расчет проведен для нескольких различных случаев в экваториальной области и представлен на рис. 3–5 (рис. 4, 5 см. с. 105). В расчете использовалась зимняя (январь) модель атмосферы Земли на экваторе. По оси абсцисс на графиках отложено либо угловое расстояние направления, из которого приходит рассеянное излучение от направления на центр Земли (α_{dir}), либо высота точки касания прямой вдоль наблюдаемого направления сферического слоя в атмосфере Земли (h). Эти две величины связаны формулой

$$\sin \alpha_{dir} = \frac{h + R_{\oplus}}{r_{КА}}, \quad (\delta \alpha_{dir} [\text{угл. с}] \approx 4,95 \delta h [\text{км}]),$$

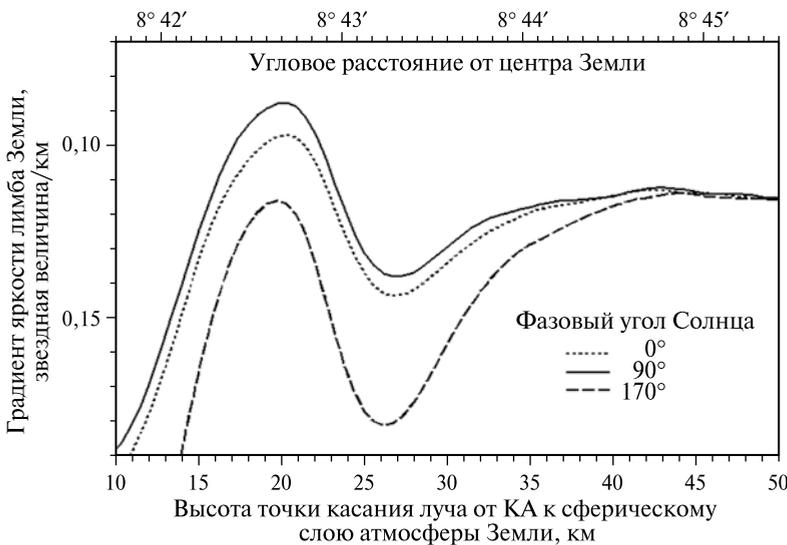


Рис. 3. Зависимость градиента яркости лимба от высоты для нескольких значений фазового угла Солнце – Земля – КА при учете только однократного рассеяния в диапазоне длин волн 0,50...0,65 мкм

где $r_{КА}$ — расстояние от центра Земли до КА; R_{\oplus} — радиус Земли. По оси ординат дан градиент яркости лимба Земли по высоте, выражаемый в звездных величинах на километр,

$$\frac{dB}{dh} \approx -\frac{1,086}{F} \frac{dF}{dh}, \quad \left(\frac{dB}{d\alpha_{dir}} \approx -\frac{1,086}{F} \frac{dF}{d\alpha_{dir}} \approx -\frac{0,2194}{F} \frac{dF}{dh} \right),$$

здесь F — вычисляемый в модели поток рассеянного излучения.

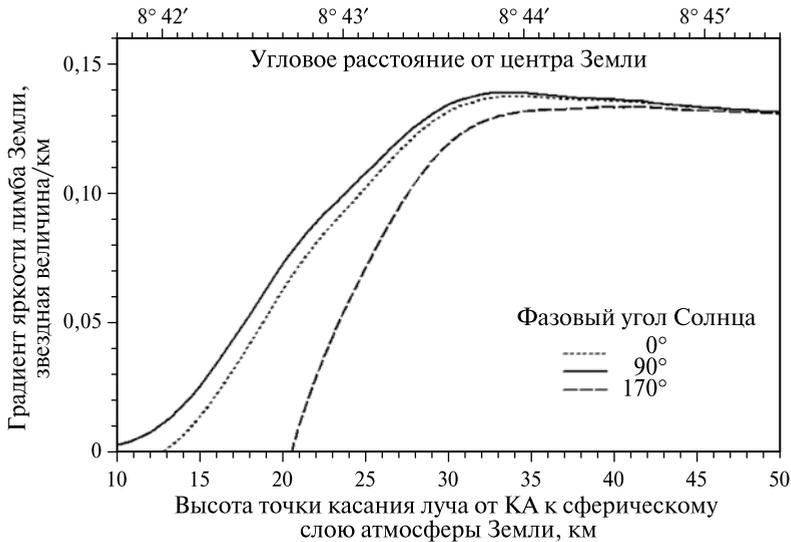


Рис. 4. То же, что на рис. 3, в диапазоне длин волн 0,34...0,48 мкм

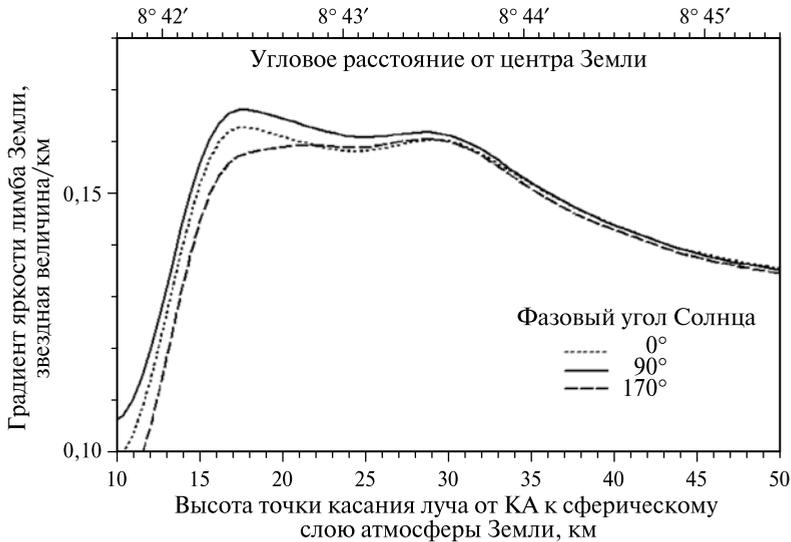


Рис. 5. То же, что на рис. 3, в диапазоне длин волн 0,7...0,9 мкм

На всех графиках высота над уровнем моря составляет 10...50 км. Градиенты яркости выше 50 км в текущей модели не имеют никаких особенностей. Ниже 10 км, особенно на небольших высотах над уровнем моря, сильно влияние приземного слоя, который довольно сложно учитывать. Так же в пределах 10 км лежит основная масса водяного пара, сильно поглощающего в полосах, и, ввиду того, что водяной пар сильно варьируется в зависимости от широты и времени года, его учет тоже затруднителен.

На рис. 3 показаны зависимости градиента яркости от высоты точки касания (однократное рассеяние в диапазоне длин волн 0,50...0,65 мкм) для нескольких значений фазового угла Солнце – Земля – КА. Видно, что максимум градиента расположен практически в одном и том же месте для различных случаев положения Солнца. Аналогичная картина наблюдается и для других диапазонов длин волн (см. рис. 4 и 5).

На рис. 6 изображен график зависимости градиента яркости однократного рассеяния для различных случаев распределения озона, наблюдаемых в диапазоне длин волн 0,50...0,65 мкм. Распределение озона по высоте в атмосфере показано на рис. 7 (см. с. 107). Данные об озоне взяты из [BADC]. Видно, что положение максимума градиента яркости сильно зависит от положения максимума в распределении озона. При определении координат центра Земли по положению максимума градиента яркости в диапазоне длин волн 0,50...0,65 мкм необходимо учитывать влияние озона.

Поскольку распределение озона сильно варьируется во времени, для датчика геовертикали следует использовать диапазон длин волн, в котором влияние озона слабó.

В инфракрасном диапазоне картину может испортить водяной пар, так как его распределение, как и озона, весьма переменено. Но водяной пар практиче-

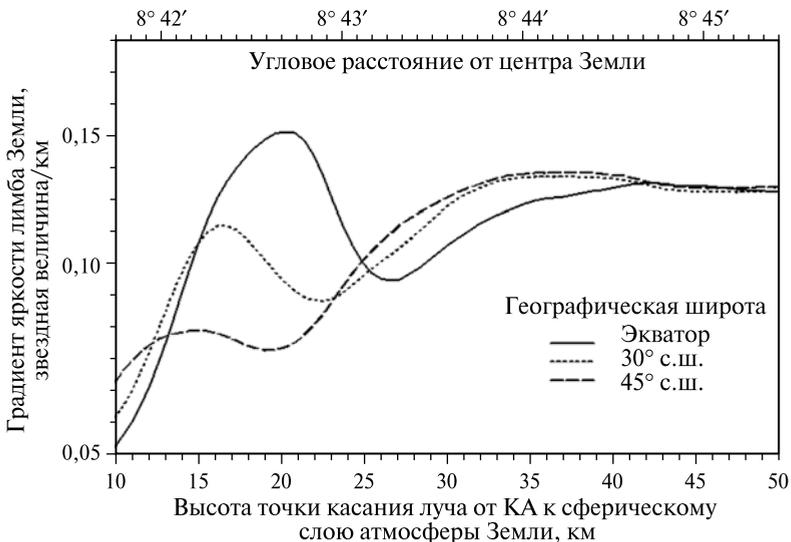


Рис. 6. Влияние распределения озона на градиент яркости лимба (распределение озона на различных широтах показано на рис. 7)

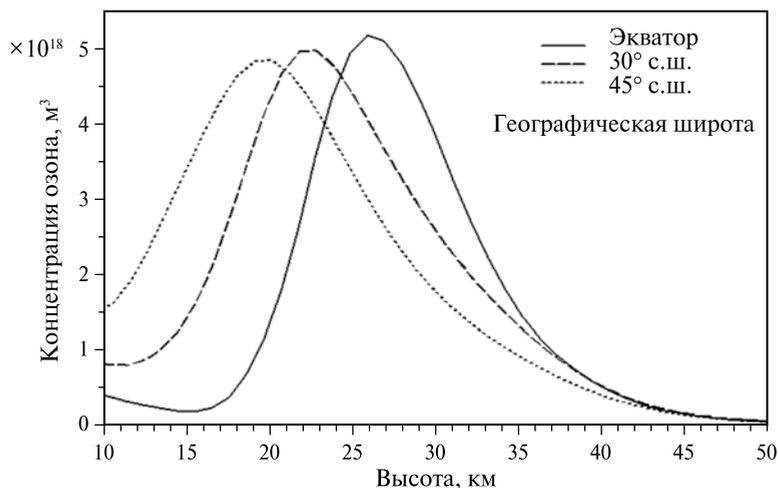


Рис. 7. Профиль распределения озона с высотой на разных широтах

ски весь лежит ниже 10 км по высоте над уровнем моря и будет влиять главным образом только на излучение, приходящее с низких высот. Максимум градиента в области длин волн 0,7...0,9 мкм ожидается на высоте 17 км (модель атмосферы, включающая только релеевское рассеяние). Для ПЗС-матриц с максимумом кривой реакции, лежащим в ближней части ИК-диапазона, лучше подходит именно этот диапазон длин волн. Следует заметить, что в ближнем ИК-диапазоне лимб Земли гораздо слабее, чем в видимом, и тем более в ультрафиолетовом (УФ), из-за низкого коэффициента релеевского рассеяния, пропорционального λ^{-4} .

В голубой части видимого диапазона и ближнем УФ (диапазон длин волн 0,34...0,48 мкм) существует окно прозрачности, в котором практически отсутствуют поглощения газами. Кроме того, в этой области коэффициент рассеяния выше, чем в видимой. Приблизительно с 0,3 мкм в сторону более коротких волн начинается полоса Гартли поглощения озоном, в которой атмосфера становится непрозрачной. Полоса Шапюи расположена на длинах волн 0,45...0,75 мкм. Градиент яркости в центре этого диапазона (0,50...0,65 мкм) показан на рис. 3.

На рис. 8 (см. с. 108) изображены зависимость от высоты точки касания градиента яркости однократного рассеяния и суммы однократного и двукратного рассеяния в двух диапазонах: 0,34...0,48 мкм и 0,50...0,65 мкм. Видны характерные точки градиента: в случае длин волн 0,50...0,65 мкм — это максимум кривой, в случае 0,34...0,48 мкм — точки характерного изгиба кривой. Видно, что учет двукратного рассеяния не слишком сильно влияет на градиент яркости. Можно предположить, что рассеяние более высоких порядков влияет на картину еще меньше, и этими эффектами можно пренебречь.

Наши расчеты показали также, что отражение прямого солнечного излучения (по закону Ламберта) от поверхности Земли или облаков слабо влияет на положение особых точек градиента яркости в приведенных диапазонах длин волн (рис. 9, см. с. 108).

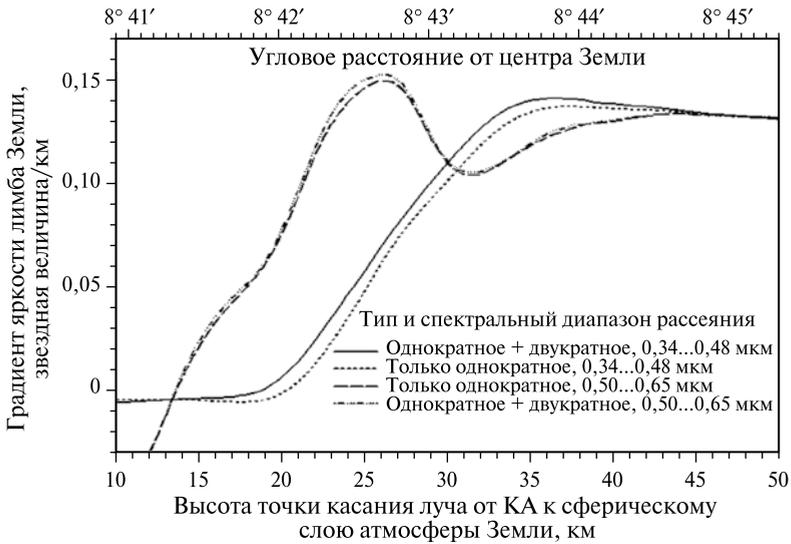


Рис. 8. Влияние учета двукратного рассеяния в атмосфере на градиент яркости лимба для двух спектральных диапазонов: 0,34...0,48 и 0,50...0,65 мкм

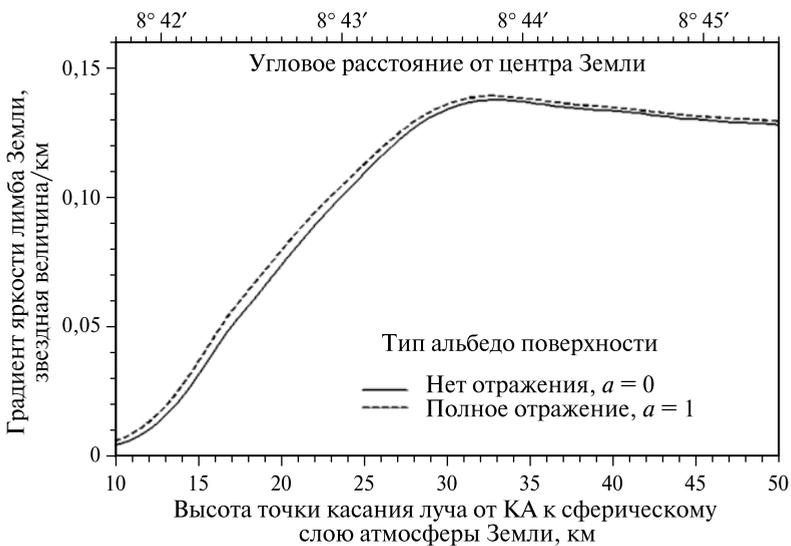


Рис. 9. Влияние на градиент яркости лимба отражения от поверхности Земли или облачного слоя. Диапазон длин волн 0,34...0,48 мкм. Закон отражения предполагался ламбертовским

ОБСУЖДЕНИЕ И ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Настоящая работа посвящена выяснению применимости метода определения геовертикали по анализу градиента яркости лимба Земли. Исследование применимости проводилось в виде численного моделирования рассеяния света атмосферой Земли. В ходе работы было показано, что на радиальной (поперечной) зависимо-

сти градиента яркости лимба можно найти особые точки — максимумы градиента, — стабильные по высоте, которая определяется в основном строением атмосферы. Также был выяснен спектральный диапазон, в котором выгоднее всего производить измерения — синий и ближний УФ-участки спектра в интервале длин волн 0,34...0,48 мкм.

Оценки показывают, что точность определения координат центра Земли в первую очередь определяется разрешающей способностью используемой в датчике аппаратуры и может достигать единиц угловых секунд и даже долей секунды.

Одним из очевидных применений высокоточного датчика геовертикали является координатная привязка изображений Земли высокого разрешения, которые сегодня получают в метеорологии и при дистанционном зондировании Земли (ДЗЗ).

Другое применение предлагаемого датчика геовертикали — создание автономной системы определения орбиты КА. Система состоит из высокоточных датчиков геовертикали и звездной ориентации и бортовых часов. Датчик геовертикали определяет направление от КА на центр Земли, противоположное ему направление — из центра Земли на КА. Оба этих направления датчик геовертикали задает относительно конструкционных осей КА. Одновременные или квазиодновременные показания датчиков геовертикали и звездной ориентации позволяют определить направление геовертикали в системе координат, связанной со звездами (например, в экваториальной). Вектор из КА в центр Земли указывает направление геовертикали, противоположный вектор определяет положение КА для наблюдателя, расположенного в центре Земли. Серия подобных измерений позволяет автономно определить невозмущенную или возмущенную орбиту КА. Проведенное авторами моделирование показало, что серия из 48 измерений в течение суток для КА в геостационарной области позволяет автономно определить его положение с точностью до десятков метров.

В заключение хотелось бы отметить, что изображения лимба Земли в различных спектральных диапазонах позволяют решать важные задачи метеорологии и экологии: определять профили концентраций озона, аэрозолей, других компонентов атмосферы.

Литература

- Донченко В. А., Кабанов М. В. (1983) Рассеяние оптических волн дисперсными средами. Ч. 2. Система частиц. Томск: ТФ СО РАН СССР. 1983. 185 с.
- Ивлев Л. С., Довгалюк Ю. А. (1999) Физика атмосферных аэрозольных систем. СПб.: НИИХ СПбГУ. 1999. 194 с.
- Зуев В. Е., Комаров В. С. (1986а) Статистические модели температуры и газовых компонент атмосферы. Л.: Гидрометеиздат, 1986.
- Зуев В. Е., Комаров В. С. (1986б) Оптические модели атмосферы. Л.: Гидрометеиздат, 1986.
- Кабанов М. В. (1983) Рассеяние оптических волн дисперсными средами. Ч. 1 Отдельные частицы. Томск: ТФ СО РАН СССР. 1983. 135 с.
- Кабанов М. В., Панченко М. В. (1984) Рассеяние оптических волн дисперсными средами. Ч. 3. Атмосферный аэрозоль. Томск: ТФ СО РАН СССР. 1984. 189 с.
- Хржан А. Х. (1973) Физика атмосферного озона. Л.: Гидрометеиздат. 1973.
- BADC. База данных "The British Atmospheric Data Centre" [Электрон. ресурс]. Режим доступа: <http://badc.nerc.ac.uk/home/>.

- COSPAR. (1986) International Reference Atmosphere. (CIRA-86). 1986.
- Sodern. (2001) STD 16 Earth Sensor. EADS: Sodern, 2001 [Электрон. ресурс]. Режим доступа: http://www.sodern.fr/site/docs_wsw/fichiers_communs/docs/STD16.pdf.
- Sodern. (2004) STD 15 Earth Sensor. EADS: Sodern, 2004 [Электрон. ресурс]. Режим доступа: http://www.sodern.fr/site/docs_wsw/fichiers_communs/docs/STD15.pdf.
- СПЕКТРА. Информационная система СПЕКТРА [Электрон. ресурс]. Режим доступа: <http://spectra.iao.ru/>.
- WDC-RSAT. The Global Ozone Monitoring Experiment (on-board the second European Remote Sensing Satellite) [Электрон. ресурс]. Режим доступа: http://wdc.dlr.de/data_lib/GOME/ROSE/data/O3/.

GEOVERTICAL DETERMINATION FROM OBSERVATIONS OF EARTH'S LIMB

M. S. Tuchin, A. I. Zakharov, M. E. Prokhorov

Sternberg Astronomical Institute of Moscow State University (SAI), Moscow

The new way of a geovetical determination is offered from a board of the space vehicle with accuracy 1...3". The choice of the most convenient range wavelengths is proved.

Keywords: space navigation, geovetical, atmosphere, Earth's limb, light scattering.

Tuchin Maxim Sergeevich — junior research scientist, E-mail: wizard81@mail.ru.

Zakharov Andrey Igorevich — research scientist, E-mail: zakh@sai.msu.ru.

Prokhorov Mikhail Evgenievich — leading research scientist, doctor of physical and mathematical science, E-mail: mike.prokhorov@gmail.com.

ДЕМПФИРОВАНИЕ УГЛОВОЙ СКОРОСТИ СПУТНИКА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ТОКОВЫХ КАТУШЕК И СОЛНЕЧНОГО ДАТЧИКА ОРИЕНТАЦИИ

С. О. Карпенко¹, Д. С. Ролдугин²

¹ *Инженерно-технологический центр «СканЭкс» (ИТЦ «СканЭкс»), Москва*

² *Учреждение Российской академии наук Институт прикладной математики
им. М. В. Келдыша РАН (ИПМ им. М. В. Келдыша), Москва*

Описан алгоритм демпфирования угловой скорости спутника при помощи токовых катушек. Информацию об ориентации обеспечивает цифровой солнечный датчик. Определена зависимость модуля вектора кинетического момента от времени, которая позволяет оценить влияние параметров орбиты и начальных условий при отделении от ракеты-носителя на эффективность работы алгоритма.

Работа поддержана РФФИ (проекты № 07-01-92001 и 09-01-00431).

Ключевые слова: активная магнитная система ориентации, алгоритм демпфирования, цифровой солнечный датчик, осредненная модель магнитного поля Земли.

Введение

Цель настоящей работы — показать, как можно использовать позиционные датчики ориентации, например, цифровой солнечный датчик или датчик горизонта (ИК-вертикаль) для того, чтобы демпфировать угловую скорость собственного вращения спутника при помощи токовых катушек.

Токовые катушки широко применяются для демпфирования остаточной угловой скорости спутника после отделения от ракеты-носителя. В качестве датчика ориентации используется магнитометр. В случае его выхода из строя аппарат может быть потерян, поскольку без демпфирования остаточной угловой скорости могут не работать иные, более точные алгоритмы управления ориентацией. Возникает задача поиска альтернативы магнитометру.

Как известно, солнечный цифровой датчик на основе ПЗС-матрицы может определить направление на Солнце в связанной со спутником системе координат. Имея информацию о положении спутника на орбите, можно рассчитать угол между направлением на Солнце и направлением местного вектора геомагнитной индукции. Для этого необходимо знать положение спутника на орбите и иметь модели геомагнитного поля и направления на Солнце. Возникает вопрос, как использовать эту информацию для демпфирования угловой скорости спутника при помощи токовых катушек.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ. СИСТЕМЫ КООРДИНАТ. УРАВНЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ

Введем системы координат, необходимые для описания движения спутника относительно центра масс:

Карпенко Станислав Олегович — старший инженер-программист, E-mail: s.o.karpenko@gmail.com.

Ролдугин Дмитрий Сергеевич — инженер, E-mail: rolduginds@mail.ru.

- $O_a Y_1 Y_2 Y_3$ — инерциальная система (рис. 1); O_a — центр масс Земли; ось $O_a Y_3$ направлена по оси вращения Земли; ось $O_a Y_1$ — в плоскости земного экватора и направлена в восходящий узел орбиты; ось $O_a Y_2$ дополняет систему до правой ортонормированной системы координат.

Чтобы ввести следующую систему, опишем используемую в работе осредненную модель геомагнитного поля. Согласно этой модели вектор индукции \mathbf{B} движется по конусу равномерно с удвоенной орбитальной скоростью $\chi = 2u + \chi_0$, где $u = \omega_0 t$ — аргумент широты. Без ограничения общности можно считать, что $\chi_0 = 0$. Если совместить начало вектора геомагнитной индукции с точкой O_a , конус касается оси $O_a Y_3$ системы координат $O_a Y_1 Y_2 Y_3$, его ось лежит в плоскости $O_a Y_2 Y_3$ (см. рис. 1). Угол полураствора конуса вычисляется из соотношения

$$\operatorname{tg} \Theta = \frac{3 \sin 2i}{2 \left(1 - 3 \sin^2 i + \sqrt{1 + 3 \sin^2 i} \right)},$$

где i — наклонение орбиты.

- $O_a Z_1 Z_2 Z_3$ — инерциальная система, полученная из системы $O_a Y_1 Y_2 Y_3$ поворотом на угол Θ вокруг оси $O_a Y_1$ (см. рис. 1).
- $OL_1 L_2 L_3$ — система координат, связанная с вектором кинетического момента спутника (рис. 2); O — центр масс спутника, ось OL_3 направлена по вектору кинетического момента, ось OL_2 — перпендикулярно OL_3 в плоскости, параллельной $O_a Z_1 Z_2$; ось OL_1 дополняет систему до правой ортонормированной системы координат.
- $Ox_1 x_2 x_3$ — связанная система, оси которой совпадают с главными центральными осями инерции спутника.

Ориентацию системы $OL_1 L_2 L_3$ относительно $O_a Z_1 Z_2 Z_3$ будем описывать матрицей направляющих косинусов $\|q_{jk}\|$. Используем индексы I, L для обозначения компонент векторов, заданных, соответственно, в системах $O_a Z_1 Z_2 Z_3, OL_1 L_2 L_3$.

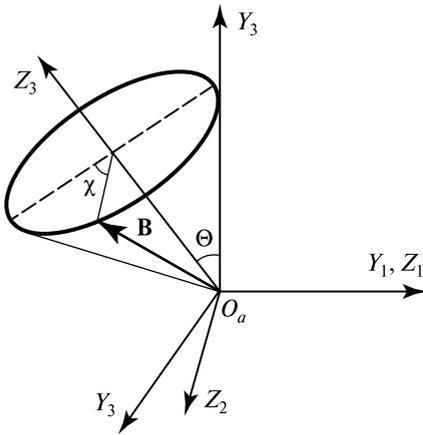


Рис. 1. Осредненная модель геомагнитного поля

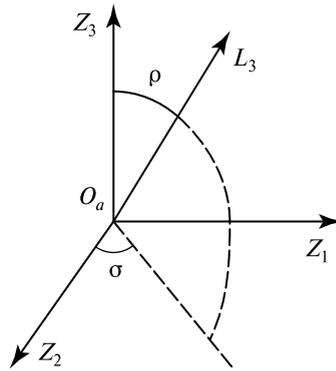


Рис. 2. Ориентация вектора кинетического момента

Пусть спутник быстро вращается, т. е. $\omega \gg \omega_0$, где ω_0 — орбитальная скорость движения по круговой орбите, ω — модуль угловой скорости спутника. Такой режим часто реализуется после отделения спутника от ракеты-носителя.

Будем рассматривать движение под действием магнитного момента $\mathbf{M} = \mathbf{m} \times \mathbf{B}$, где \mathbf{m} — дипольный момент спутника. Считаем, что на спутнике установлена система магнитных катушек, позволяющая задать любой дипольный момент.

Известный закон управления магнитными катушками «- $\mathbf{B}\dot{\cdot}$ », используемый для гашения остаточной угловой скорости, в случае быстрых вращений спутника описывается выражением

$$\mathbf{m} = k(\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{B}). \quad (1)$$

Будем считать, что в начальный момент времени

$$(\boldsymbol{\omega}_{\parallel} \times \mathbf{B}_{\perp}) \ll (\boldsymbol{\omega}_{\perp} \times \mathbf{B}_{\parallel}),$$

где $\boldsymbol{\omega}_{\parallel}$, $\boldsymbol{\omega}_{\perp}$ и \mathbf{B}_{\parallel} , \mathbf{B}_{\perp} — компоненты векторов угловой скорости $\boldsymbol{\omega}$ и индукции геомагнитного поля \mathbf{B} , перпендикулярные плоскости F и параллельные ей соответственно; F — плоскость, перпендикулярная вектору направления на Солнце \mathbf{S} (рис. 3). Это условие эквивалентно $\alpha \ll \beta$, где α — угол между \mathbf{B} и \mathbf{S} , β — угол между $\boldsymbol{\omega}$ и \mathbf{S} и означает, что вектор абсолютной угловой скорости спутника в системе $Ox_1x_2x_3$ почти перпендикулярен направлению на Солнце.

Запишем закон управления (1) в виде цепочки

$$\mathbf{m} \approx k(\boldsymbol{\omega}_{\perp} \times \mathbf{B}_{\parallel}) = k\boldsymbol{\omega}_{\perp} \times (B\mathbf{S}\cos\alpha) = kB\cos\alpha(\boldsymbol{\omega}_{\perp} \times \mathbf{S}).$$

Заметим, что $(\boldsymbol{\omega}_{\perp} \times \mathbf{S}) = -\dot{\mathbf{S}}$, где $\dot{\mathbf{S}}$ — скорость движения вектора направления на Солнце в системе $Ox_1x_2x_3$. Тогда закон управления (закон изменения дипольного момента катушек) принимает вид

$$\mathbf{m} = -kB\cos\alpha \cdot \dot{\mathbf{S}}. \quad (2)$$

Для исследования закона управления (2) используем переменные Белецкого—Чернуосько — набор $L, \rho, \sigma, \varphi, \psi, \theta$, где L — модуль кинетического момента, углы ρ, σ определяют ориентацию вектора кинетического момента тела относительно

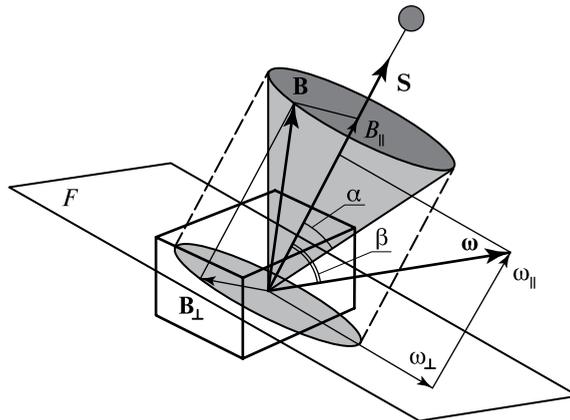


Рис. 3. Положение векторов \mathbf{S} , \mathbf{B} , $\boldsymbol{\omega}$ относительно связанной со спутником системы координат

инерциальной системы $O_a Z_1 Z_2 Z_3$ (см. рис. 2), φ, ψ, θ — углы Эйлера, определяющие ориентацию системы $Ox_1 x_2 x_3$ относительно $OL_1 L_2 L_3$. Тензор инерции спутника $\mathbf{J} = \text{diag}(A, B, C)$.

Определим угловую скорость спутника и вектор индукции геомагнитного поля в системе $OL_1 L_2 L_3$ через их выражения в системах $Ox_1 x_2 x_3$ и $O_a Z_1 Z_2 Z_3$ соответственно и введем безразмерный момент $\bar{\mathbf{M}}_L$. Перейдем к дифференцированию по аргументу широты $u = \omega_0(t - t_0)$ и введем безразмерный кинетический момент l по формуле $L = L_0 l$, где L_0 — начальный кинетический момент. Тогда уравнения движения спутника на круговой орбите примут вид

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{dl}{du} = \varepsilon l \bar{M}_{L3}, \\ \frac{d\rho}{du} = \varepsilon \bar{M}_{L1}, \\ \frac{d\sigma}{du} = \frac{\varepsilon}{\sin \rho} \bar{M}_{L2}, \\ \frac{d\varphi}{du} = \eta_1 l \cos \theta + \frac{\varepsilon}{\sin \theta} (\bar{M}_{L1} \cos \psi + \bar{M}_{L2} \sin \psi), \\ \frac{d\psi}{du} = \eta_2 l - \varepsilon \bar{M}_{L1} \cos \psi \cdot \text{ctg} \theta - \varepsilon \bar{M}_{L2} (\text{ctg} \rho + \sin \psi \cdot \text{ctg} \theta), \\ \frac{d\theta}{du} = \eta_3 l \sin \theta \sin \varphi \cdot \cos \varphi + \varepsilon (\bar{M}_{L2} \cos \psi - \bar{M}_{L1} \sin \psi), \end{array} \right. \quad (3)$$

$$\text{где } \varepsilon = \frac{kB_0^2}{\omega_o C}, \quad \eta_1 = \frac{L_0}{\omega_o} \left(\frac{1}{C} - \frac{1}{A} \right), \quad \eta_2 = \frac{L_0}{A\omega_o}, \quad \eta_3 = \frac{L_0}{\omega_o} \left(\frac{1}{A} - \frac{1}{B} \right).$$

В случае быстрого вращения спутника можно считать, что отношение $\frac{\varepsilon}{\eta_i} \approx \frac{kB_0^2}{L_0}$ мало. Тогда переменные разделяются на быстрые u, φ, ψ, θ и медленные l, ρ, σ .

ИССЛЕДОВАНИЕ

Вектор индукции геомагнитного поля в системе $O_a Z_1 Z_2 Z_3$ имеет вид

$$\mathbf{B} \equiv B_0 \begin{bmatrix} B_{I1} \\ B_{I2} \\ B_{I3} \end{bmatrix} = B_0 \begin{bmatrix} \sin \Theta \cdot \sin 2u \\ \sin \Theta \cdot \cos 2u \\ \cos \Theta \end{bmatrix}.$$

Тогда можем выписать выражения для компонент момента, усредненные по быстрым переменным,

$$\begin{aligned} \langle M_{L1} \rangle &= (q_{11} S_{I1} + q_{21} S_{I2} + q_{31} S_{I3}) \left(\frac{1}{2} S_{I1} q_{13} \sin^2 \Theta + \frac{1}{2} S_{I2} q_{23} \sin^2 \Theta + S_{I3} q_{33} \cos^2 \Theta \right), \\ \langle M_{L2} \rangle &= (q_{12} S_{I1} + q_{22} S_{I2} + q_{32} S_{I3}) \left(\frac{1}{2} S_{I1} q_{13} \sin^2 \Theta + \frac{1}{2} S_{I2} q_{23} \sin^2 \Theta + S_{I3} q_{33} \cos^2 \Theta \right), \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \langle M_{L3} \rangle = & -(q_{12}S_{I1} + q_{22}S_{I2} + q_{32}S_{I3}) \left(\frac{1}{2}S_{I1}q_{12} \sin^2 \Theta + \frac{1}{2}S_{I2}q_{22} \sin^2 \Theta + S_{I3}q_{32} \cos^2 \Theta \right) + \\ & +(q_{11}S_{I1} + q_{21}S_{I2} + q_{31}S_{I3}) \left(\frac{1}{2}S_{I1}q_{11} \sin^2 \Theta + \frac{1}{2}S_{I2}q_{21} \sin^2 \Theta + S_{I3}q_{31} \cos^2 \Theta \right), \end{aligned}$$

где $\mathbf{S}_I \equiv (S_{I1}, S_{I2}, S_{I3})^T = (\cos \xi, -\cos \Theta \cdot \sin \xi, \sin \Theta \cdot \sin \xi)$. Здесь ξ — угол между линией узлов орбиты и направлением на среднее Солнце (воображаемая точка, равномерно движущаяся с запада на восток по небесному экватору и совершающая полный оборот относительно точки весеннего равноденствия в течение тропического года).

Введем угол γ между вектором кинетического момента и направлением на Солнце вместо угла σ . Получим следующую систему уравнений, описывающих эволюцию направления вектора кинетического момента:

$$\begin{aligned} \frac{d\rho}{du} &= \varepsilon \frac{\cos \rho \cdot \cos \gamma - S_{I3}}{\sin \rho} \left[\frac{1}{2} \sin^2 \Theta \cdot \cos \gamma + S_{I3} \cos \rho \left(\cos^2 \Theta - \frac{1}{2} \sin^2 \Theta \right) \right], \\ \frac{d\gamma}{du} &= -\varepsilon \sin \gamma \left[\frac{1}{2} \sin^2 \Theta \cdot \cos \gamma + S_{I3} \cos \rho \left(\cos^2 \Theta - \frac{1}{2} \sin^2 \Theta \right) \right], \\ \frac{dl}{du} &= -\varepsilon l \left[\frac{1}{2} \sin^2 \Theta \cdot \sin^2 \gamma + \left(\cos^2 \Theta - \frac{1}{2} \sin^2 \Theta \right) (S_{I3}^2 - S_{I3} \cos \rho \cdot \cos \gamma) \right]. \end{aligned} \quad (4)$$

Интегрируя эту систему, находим, во-первых, зависимость угла ρ от γ в виде

$$C_1 = \frac{\cos \rho - \cos \gamma S_{I3}}{\sin \gamma},$$

а во-вторых, получаем закон изменения модуля кинетического момента от угла γ :

$$l = \frac{C_1}{\left[\frac{1}{2} \sin^2 \Theta \cdot \cos \gamma + S_{I3} (C_1 \sin \gamma + S_{I3} \cos \gamma) \left(\cos^2 \Theta - \frac{1}{2} \sin^2 \Theta \right) \right]}, \quad (5)$$

где константа интегрирования $C_1 = \frac{\cos \rho_0 - \cos \gamma_0 S_{I3}}{\sin \gamma_0}$. Здесь ρ_0 и γ_0 — начальные условия отделения от РН.

В-третьих, в явном виде может быть получена зависимость угла γ от u :

$$\operatorname{tg} \gamma = C_2 \frac{A(\Theta, S_{I3})}{D(\Theta, S_{I3}) \left(\exp(\varepsilon A(\Theta, S_{I3}) u) - 1 \right)}.$$

Здесь введены следующие обозначения:

$$A = \frac{1}{2} \sin^2 \Theta + S_{I3}^2 \left[\cos^2 \Theta - \frac{1}{2} \sin^2 \Theta \right],$$

$$D = S_{I3} C_1 \left[\cos^2 \Theta - \frac{1}{2} \sin^2 \Theta \right].$$

Поведение модуля вектора кинетического момента зависит от наклона орбиты. Рассмотрим два возникающих случая.

Первый случай. Пусть $f(\Theta) = \left[\cos^2 \Theta - \frac{1}{2} \sin^2 \Theta \right] > 0$ (наклонение орбиты менее

$45,5^\circ$). Тогда всегда выполняется условие $A > 0$. Следовательно, угол γ при движении монотонно убывает при любых начальных условиях ρ_0 и γ_0 . Найдя выражение для $dl/d\gamma$, можно увидеть, что в случае выполнения условия

$$\operatorname{tg} \gamma \geq \frac{C_1}{\left[S_{I_3} + \frac{1}{S_{I_3}(2 \operatorname{ctg}^2 \Theta - 1)} \right]}$$

кинетический момент будет монотонно уменьшаться при монотонном уменьшении угла γ . На рис. 4 представлена зависимость кинетического момента спутника от угла γ в случае $\left[\cos^2 \Theta - \frac{1}{2} \sin^2 \Theta \right] > 0$. С течением времени угол монотонно

уменьшается до нуля. Видно, что при этом безразмерная величина кинетического момента также уменьшается до минимума, имеющего место при γ , определяемом из равенства

$$\operatorname{tg} \gamma = \frac{C_1}{\left[S_{I_3} + \frac{1}{S_{I_3}(2 \operatorname{ctg}^2 \Theta - 1)} \right]}.$$

Второй случай. Пусть $\left[\cos^2 \Theta - \frac{1}{2} \sin^2 \Theta \right] < 0$ (наклонение орбиты больше $45,5^\circ$).

Можно показать, что в этом случае условием монотонности $\gamma(u)$ является $S_{I_3}^2 \cos \gamma < S_{I_3} \cos \rho$. Также необходимо, чтобы знаменатель (5) не был равен нулю. Для монотонной $\gamma(u)$ это условие выполняется в случае, если

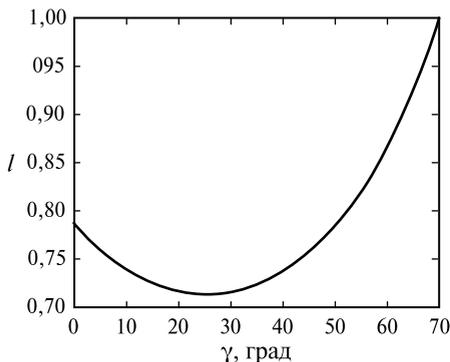


Рис. 4. Демпфирование кинетического момента спутника в случае $f(\Theta) > 0$

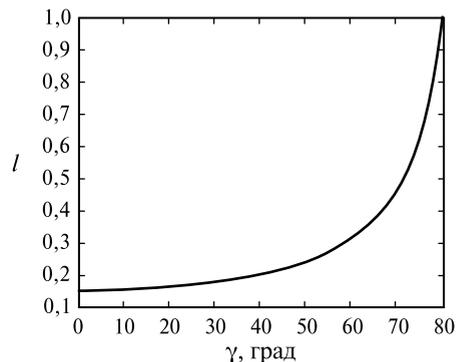


Рис. 5. Демпфирование кинетического момента спутника в случае $f(\Theta) < 0$

$$\operatorname{tg} \gamma < -\frac{f}{C_1}, f = \left(S_{I3} + \frac{1}{S_{I3}(2\operatorname{ctg}^2 \Theta - 1)} \right).$$

Таким образом, с течением времени угол γ и величина кинетического момента монотонно уменьшаются (рис. 5, см. с. 116), пока угол γ находится в диапазоне

$$-\frac{f}{C_1} > \operatorname{tg} \gamma \geq \frac{C_1}{f}.$$

Можно показать также, что положение $\gamma = 0$, $\cos \rho_0 = S_{I3}$ является асимптотически устойчивым.

Заключение

Показана возможность использования результатов измерений солнечного датчика для демпфирования остаточной угловой скорости спутника при помощи токовых катушек. Найдена явная зависимость модуля вектора кинетического момента от монотонно убывающего значения угла γ . Эта зависимость позволяет понять влияние параметров орбиты и начальных условий при отделении спутника от ракеты-носителя на эффективность работы алгоритма.

Литература

1. *Белецкий В. В.* Движение искусственного спутника относительно центра масс. М.: Наука, 1965. 414 с.
2. *Белецкий В. В., Новогребельский А. Б.* Существование устойчивых относительных равновесий искусственного спутника в модельном магнитном поле // *Астрон. журн.* 1973. Т. 50. Вып. 2. С. 327–335.
3. *Овчинников М. Ю., Пеньков В. И., Ролдугин Д. С., Карпенко С. О.* Исследование быстрогодействия алгоритма активного магнитного демпфирования: Препринт ИПМ им. М. В. Келдыша РАН. № 16. М.: ИПМ им. М. В. Келдыша, 2010. 31 с. (<http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2010-16>).

STUDY OF THE EFFECTIVENESS OF ACTIVE MAGNETIC CONTROL ALGORITHM USING INFORMATION FROM A DIGITAL SUN SENSOR

S. O. Karpenko¹, D. S. Roldugin²

¹ *ScanEx Research and Development Center (ScanEx R&D Center), Moscow*

² *Keldysh Institute of Applied Mathematics of Russian Academy of Sciences, Moscow*

The algorithm of damping of angular velocity using magnetorquers is proposed. Sun sensor provides all necessary information about actual orientation. The magnitude of angular momentum with respect to time is obtained. This evaluates the algorithm effectiveness with regard to orbital parameters and initial conditions of separation.

Keywords: active magnetic control, damping algorithm, digital sun sensor, averaged geomagnetic field model.

Karpenko Stanislav Olegovich — chief engineer, E-mail: s.o.karpenko@gmail.com.
Roldugin Dmitry Sergeevich — engineer, E-mail: rolduginds@mail.ru.

ОЦЕНКА ТОЧНОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ФАЗЫ ИМПУЛЬСА РЕНТГЕНОВСКОГО ПУЛЬСАРА ДВИЖУЩИМСЯ КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ

В. А. Арефьев, С. Н. Федотов, М. Н. Павлинский

*Учреждение Российской академии наук
Институт космических исследований РАН (ИКИ РАН), Москва*

Рассматривается влияние различных параметров импульсов рентгеновских пульсаров и методики измерения временной последовательности на восстановление смещения нулевой фазы импульса и проекции скорости космического аппарата (КА) на направление к рентгеновскому пульсару. Предложен линейный метод определения этих параметров, отличающийся высокой эффективностью, малым потребным временем измерения сигнала и умеренными требованиями к вычислительным мощностям (бортовому компьютеру). Данный метод применим к участкам траектории КА (орбитам), на которых вектор скорости КА остается неизменным.

Работа была выполнена при частичной поддержке РФФИ (проекты № 08-08-13734-офи-ц, 09-02-12349-офи-м). Авторы благодарны А.А. Лутовинову за предоставленные профили импульсов пульсара в Крабовидной туманности.

Ключевые слова: рентгеновские пульсары, навигация космических аппаратов, алгоритмы.

Введение

Возможность создания автономной навигационной системы для космических аппаратов (КА), которая не требовала бы связи с наземными центрами и могла обеспечивать высокую точность по определению положения, скорости и ориентации КА как на околоземных, так и на межпланетных орбитах и на орбитах вблизи других планет Солнечной системы, представляет значительный интерес. Одним из возможных вариантов построения такой системы является использование пульсаров [1], которые в силу своей удаленности могут обеспечить стационарную пространственную привязку, позволяющую автономно определить местоположение и вектор скорости КА.

Пульсары — быстровращающиеся нейтронные звезды с сильным магнитным полем — генерируют интенсивные импульсы излучения (в дальнейшем под пульсарами будем понимать так называемые рентгеновские пульсары, яркие в рентгеновском диапазоне и расположенные на расстоянии 2...20 кпк от Солнечной системы). С одной стороны, высокая стабильность таких импульсов, присущая одиночным пульсарам, делают их возможными кандидатами для использования в навигационных системах для КА. Однако интенсивность сигналов одиночных пульсаров относительно невелика. С другой стороны, аккрецирующие пульсары, т. е. пульсары, входящие в состав двойных систем, генерируют менее стабильные

Арефьев Вадим Александрович — старший научный сотрудник, кандидат физико-математических наук, E-mail: gita@hea.iki.rssi.ru.

Федотов Сергей Николаевич — главный специалист, кандидат физико-математических наук.

Павлинский Михаил Николаевич — заместитель директора, доктор физико-математических наук.

импульсы, но их интенсивность при этом выше, чем у одиночных пульсаров. Исследования рентгеновских пульсаров, проводящиеся в настоящее время обсерваторией гамма-лучей ИНТЕГРАЛ, показывают [2, 3], что, в зависимости от энергетического диапазона, в котором производятся измерения, форма импульса конкретного пульсара и его интенсивность могут изменяться.

Поэтому, чтобы оценить возможность использования выбранного пульсара для навигации КА, и, более того, создания такой системы, необходимо понять, какие параметры импульсов и насколько влияют на точность определения положения КА и его вектора скорости.

Метод определения местоположения КА довольно прост и состоит в следующем. В контрольной точке пространства можно заранее вычислить момент времени t_0 прихода максимума рентгеновского импульса (или так называемой нулевой фазы импульса) от конкретного пульсара. Для простоты, с высокой степенью точности, можно полагать, что в пределах Солнечной системы излучение пульсара представляет собой плоскую волну, движущуюся со скоростью света c . Зная момент прихода нулевой фазы импульса пульсара в контрольной точке пространства и сравнивая его с моментом времени прихода нулевой фазы $t_{КА}$, экспериментально измеренным на КА, можно определить смещение $dS = c(t_0 - t_{КА})$ космического аппарата вдоль направления на наблюдаемый пульсар, относительно контрольной точки (рис. 1). За контрольную точку отсчета для КА можно принять барицентр Солнечной системы и положение КА определять относительно барицентра. Если известно, что КА находится вблизи какого-либо космического объекта (планеты), координаты которого хорошо известны, то за контрольную точку можно принять центр данного объекта (планеты).

В принципе, измеряя смещение нулевых фаз сигналов трех пульсаров, расположенных не в одной плоскости с барицентром, можно восстановить трехмерную координату положения КА [1].

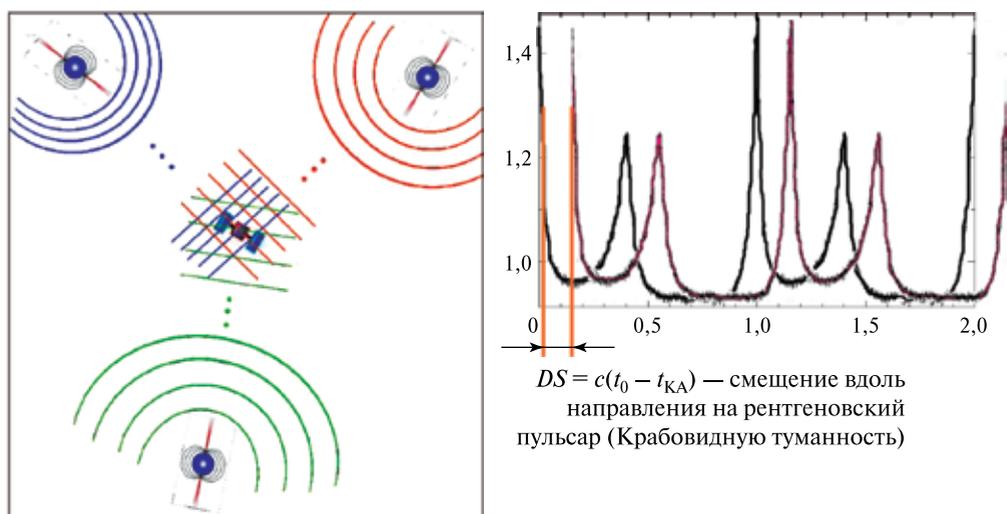


Рис. 1. Локализация положения КА по сигналам от трех пульсаров

При анализе разности времен прихода t_0 и $t_{КА}$ необходим учет как геометрических факторов, так и временной задержки, связанной с влиянием гравитационных масс планет Солнечной системы и самого Солнца на траекторию движения рентгеновских квантов от пульсара до КА и до барицентра. Трудность расчета истинной разности времен прихода связана с тем, что учет релятивистских поправок требует знания положения КА в Солнечной системе, хотя сами поправки слабо зависят от расстояния до Солнца. Следующая трудность заключается в том, что при определении положения КА в космическом пространстве возникает неоднозначность решения, связанная с тем, что временной интервал $t_0 - t_{КА}$ определяется с точностью до целого числа периодов излучения пульсара t_p . Точность определения координат КА зависит от точности методов расчета временного интервала $t_0 - t_{КА}$, погрешностей определения координат пульсаров и погрешностей экспериментальных данных при проведении измерений на борту КА.

В настоящее время существует теоретическая база для решения задач космической навигации: ряд работ, посвященных расчетам релятивистских поправок [4–6] и решению проблемы определения положения КА в космическом пространстве [7–9]. К сожалению, влияние различных факторов, от которых зависит точность определения положения, при проведении измерений на борту КА, не получило достаточного освещения в литературе.

Целью настоящей работы является оценка влияния различных условий измерения и параметров (импульсов) рентгеновских пульсаров на точность определения смещения фазы $F = (t_0 - t_{КА})/t_p$, поскольку погрешность измерения фазы вносит основной вклад в погрешность вычислений координат КА.

ОПИСАНИЕ АЛГОРИТМА

Задача определения положения КА и вектора его скорости основывается на измерении разности фаз прихода рентгеновских импульсов в барицентр (контрольную точку) и на КА. Для решения этой задачи предварительно с высокой точностью измеряются периоды и параметры импульсов рентгеновских пульсаров. Эти измерения могут быть проведены специализированным спутником, эфемериды орбиты которого хорошо известны. Далее проводят коррекцию на барицентр, для определения кривых блеска пульсара в барицентрической системе координат и получают темплейты (эталоны) сигналов рентгеновских пульсаров. Существует два метода нахождения темплейтов: фурье-анализ и метод наложения эпох, по ним находят период пульсара и форму импульса.

В данной работе мы ограничиваемся рассмотрением межпланетных орбит и орбит (участков орбит), на которых траекторию движения КА за интервал времени $\Delta t = 100 \dots 1000$ с можно считать с хорошей точностью отрезком прямой линии, а скорость КА — постоянной. В пределах этого интервала времени следует произвести измерение излучения от пульсара и вычислить смещение фазы F относительно темплейта фазовой кривой, отнесенной к барицентру, что впоследствии позволит определить координаты КА. Существенный вклад в разность времен движения фотона от пульсара до КА и барицентра вносит задержка, связанная с релятивистскими эффектами (задержка Шапиро [5, 6]). Однако за время измерения сигнала пульсара эту величину с достаточной степенью точности можно считать постоянной. Изменение задержки Шапиро при проведении измерений в течение

1000 с составит около 10^{-9} с при скорости движения КА, равной $V_{КА} = 30$ км/с. При движении КА по отрезку прямой (рис. 2.) для точного измерения времени прихода каждого кванта от пульсара необходимо корректировать интервалы времени между временами прихода соседних квантов с учетом скорости движения КА, т. е. $t'_{i+1} - t'_i = (t_{i+1} - t_i) \left(1 + (\vec{n} \cdot \vec{V}_{КА}) / c \right)$. Величина $K = (\vec{n} \cdot \vec{V}_{КА}) / c < 10^{-4}$ пренебрежимо мала по сравнению с 1. Однако при времени измерения $\Delta t = 100$ с и более смещение времени регистрации фотонов между первым и последним квантом, вызванное движением КА, может быть сравнимо с периодом миллисекундного пульсара.

Такое смещение во времени приводит к тому, что простое наложение данных по периодам пульсара приведет к сильному искажению фазовой кривой (рис. 3, см. с. 122; рис. 4, см. с. 123) и невозможности определения сдвига фазы, отвечающей за определение положения КА.

В данной работе предлагается следующий метод определения смещения фазы F и величины K . Предполагается, что темплейт и период рентгеновского пульсара известны с хорошей точностью. Разобьем период пульсара T на N равных временных бинов длительностью $\Delta T = T/N$ (такую же длительность бина ΔT будем использовать при измерении излучения пульсара). Если проводить измерение в течение M периодов пульсара, получим временную последовательность, содержащую $M \cdot N$ бинов. Разобьем всю последовательность бинов на L равных отрезков, содержащих M/L периодов пульсара. Для каждого отрезка произведем суммирование измеренной информации по периодам. При этом вследствие линейного преобразования времени $t' = t(1 - K)$ полученная таким образом форма импульса будет с достаточной точностью повторять форму импульса, который находится в середине отрезка. Смещение фазы f_j относительно темплейта в начальный момент измерений, вычисленное в числе бинов для j -го отрезка ($j = 1, 2, \dots, L$), будет состоять из истинного смещения фазы F и «набегания» фазы, равного $(j - 0,5)KMN/L$ бинам, вследствие движения КА. Для каждого отрезка смещение фазы будет определяться следующим выражением:

$$f_j = F - \frac{(j - 0,5)KMN}{L} \quad (j = 1, 2, \dots, L).$$

Таким образом, истинное смещение фазы F и величина K вычисляются в результате решения этой системы линейных уравнений.

В отличие от методов минимизации для поиска параметров данный метод не требует знания начальных приближений, отличается простотой и малым объемом

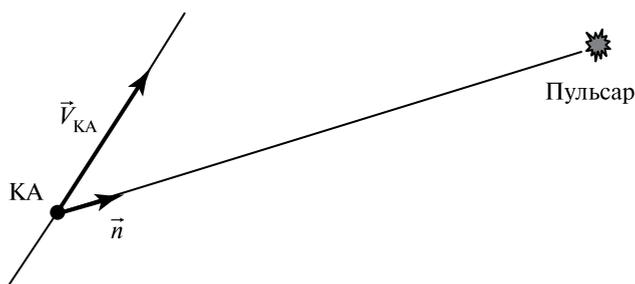


Рис. 2. Отрезок траектории движения КА

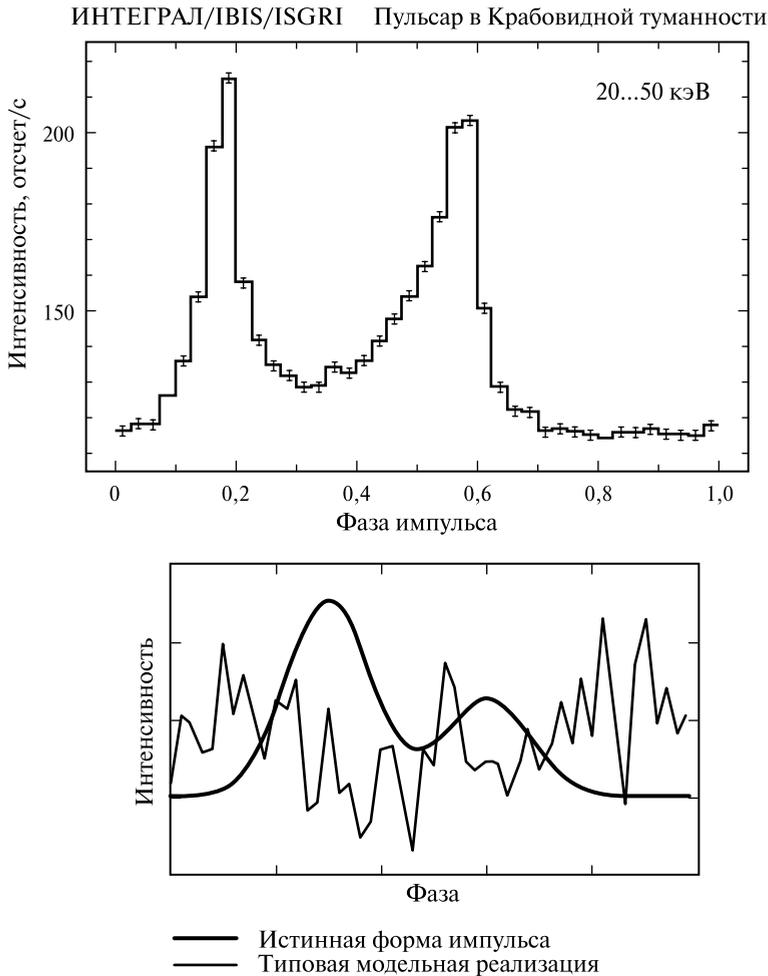


Рис. 3. Вверху — форма импульса пульсара в Крабовидной туманности, внизу — модельная форма импульса, используемая в расчетах (толстая сплошная линия), и сигнал, «измеряемый» за один период, при проведении численного эксперимента (тонкая сплошная линия)

вычислений, что весьма важно в случае обработки данных в режиме реального времени. Такой эффективный метод особенно привлекателен при проведении расчетов в режиме реального времени средствами бортового компьютера.

МОДЕЛИРОВАНИЕ

Модель

Моделирование экспериментальных данных производилось следующим образом. Как указывалось выше, период пульсара T разбивался на N равных временных бинов длительностью $\Delta T = T/N$. Для каждого бина вычислялось среднее чис-

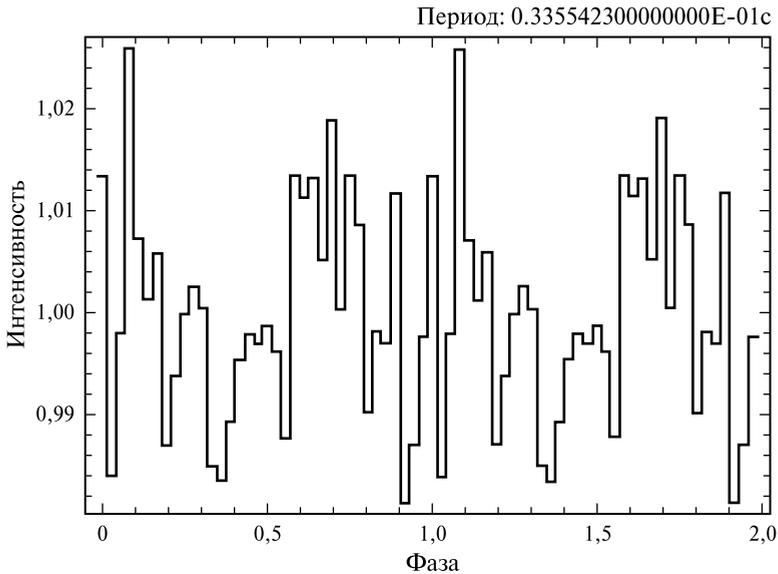


Рис. 4. Размывание импульса пульсара в Крабовидной туманности, измеренного за значительный промежуток времени (3 ч), при сворачивании с периодом, отличающимся от истинного периода пульсара на 1 мкс

ло рентгеновских квантов, измеренное за временной интервал ΔT , в соответствии с формой импульса X_i пульсара (темплейта) в данном энергетическом интервале i ($i = 1, 2, \dots, N$), плотностью потока I излучения пульсара и фона B . Полученная таким образом последовательность периодически продолжалась не более чем M периодов (в случае сжатия в M периодах окажется информация, соответствующая большему числу периодов). Далее производилось смещение фазы F сдвигом последовательности на F бинов и сжатие последовательности с коэффициентом $(1 - K)$ (т.е. выполнялось преобразование $t' = F + t(1 - K)$). Для нецелых значений t' проводилась линейная интерполяция между соседними значениями элементов последовательности. После этого для каждого элемента последовательности моделировалось случайное число, подчиняющееся распределению Пуассона со средним, равным значению данного элемента. Полученная таким образом последовательность случайных чисел представляла собой модельную экспериментальную информацию.

Вычисление параметров F и K по модельным экспериментальным данным осуществлялось следующим образом. Последовательность из $M \cdot N$ точек (экспериментальных данных) разбивалась на L равных отрезков так, чтобы число точек в каждом отрезке было кратно N (кратно числу бинов в периоде пульсара). Далее для каждого из полученных таким образом отрезков производилось разбиение на подотрезки, содержащие по N точек. Затем путем наложения подотрезков формировался набор данных, соответствующий экспериментальной форме импульса Y_i пульсара ($i = 1, 2, \dots, N$) для каждого из L отрезков. Для корректного сравнения темплейта X_i с экспериментальной формой импульса Y_i в обоих наборах данных вычиталась постоянная составляющая (подложка) и перенормировалась экспериментальная форма импульса на темплейт. При этом для экспериментальной формы

импульса предварительно производилось линейное сглаживание по 5 точкам. Для определения смещения фазы f_j ($j = 1, 2, \dots, L$) в каждом из L отрезков вычислялась функция $S(k) = \sum (X_i - Y_{i-k})^2$. Величина смещения фазы определялась положением максимума функции $S^{-1}(x)$. В предположении, что обработка экспериментальных данных будет производиться на борту КА, использовались простые, требующие минимального объема вычислений алгоритмы: аппроксимация области максимума функции $S^{-1}(x)$ с помощью квадратичной параболы или определение центра тяжести пика. Знание величин f_j ($j = 1, 2, \dots, L$) позволяет определить смещения фазы F и величину K как решение приведенной выше системы линейных уравнений.

Следует отметить, что при формировании данных, соответствующих экспериментальной форме импульса Y_i пульсара ($i = 1, 2, \dots, N$) для каждого из L отрезков методом наложения подотрезков, происходит сглаживание истинной формы импульса X_i . Это приводит к тому, что описанная процедура позволяет получать лишь приближенные оценки или начальные приближения для вычисления смещения фазы F и величины K . Для того чтобы минимизировать эффект сглаживания, необходимо выбирать достаточно малой величину отрезка (MN/L точек), на котором производится наложение подотрезков.

Результаты моделирования

В данной работе было проведено моделирование эксперимента по определению смещения фазы F и величины K (проекция скорости движения КА на направление одиночного пульсара, в долях скорости света, см. рис. 2). В качестве формы импульса пульсара были выбраны два расположенных на подложке гауссовых пика, имитирующих форму импульса пульсара в Крабовидной туманности. Моделирование проводилось для различных плотностей потока I [квант·см⁻²·с⁻¹] излучения пульсара, различных длительностей измерения M (число периодов), различных величин K и для различных величин R (отношение переменной составляющей импульса пульсара к величине подложки). Период пульсара принимался равным $3 \cdot 10^{-2}$ с, чувствительная площадь детектора составляла 1 м². Погрешности определения смещения фазы F и величины K вычислялись как среднеквадратичные отклонения в результате проведения двадцати модельных экспериментов для каждого набора параметров. Во всех модельных экспериментах плотность потока фона рентгеновских потоков B составляла десятую часть плотности потока I излучения пульсара ($B = 0,1I$).

Параметры моделирования

Смещение фазы импульса dF	Вычисляется
Относительное изменение проекции скорости движения КА на направление к пульсару dK/K в долях скорости света	Вычисляется
Проекция скорости движения КА на направление к пульсару K в долях скорости света	$10^{-5} \dots 10^{-4}$
Плотность рентгеновского потока в фиксированном диапазоне энергий I [квант·см ⁻² ·с ⁻¹]	0,1...1
Длительность измерения M (число периодов пульсара)	$10^3 \dots 10^4$
Отношение переменной составляющей импульса пульсара к сумме непульсирующей составляющей и фона R	0,5...4

На рис. 5–10 (см. с. 126) представлены зависимости погрешности dF определения смещения фазы (сплошная линия) и относительной погрешности dK/K проекции относительной скорости на направление к пульсару (пунктирная линия) от значений различных параметров.

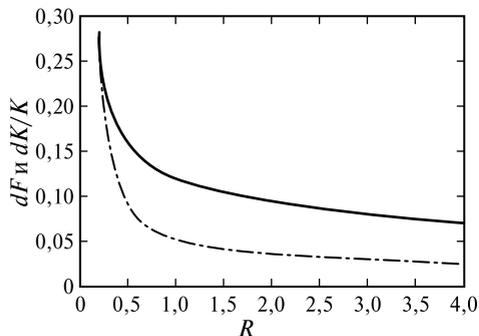


Рис. 5. Зависимость погрешностей dF и dK/K от R (отношения переменной составляющей импульса пульсара к величине подложки) ($I = 1, L = 6, M = 2400, K = 10^{-5}$)

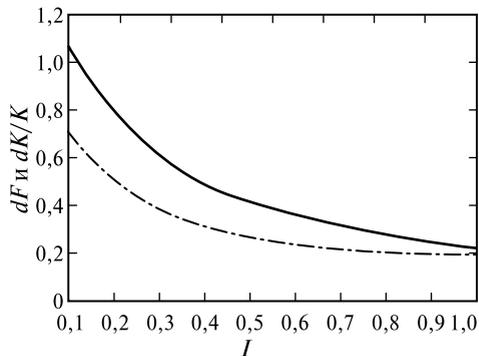


Рис. 6. Зависимость погрешностей dF и dK/K ($R = 0,25, L = 6, M = 2400, K = 10^{-5}$) от плотности потока I излучения пульсара, $\text{квант}\cdot\text{см}^{-2}\cdot\text{с}^{-1}$

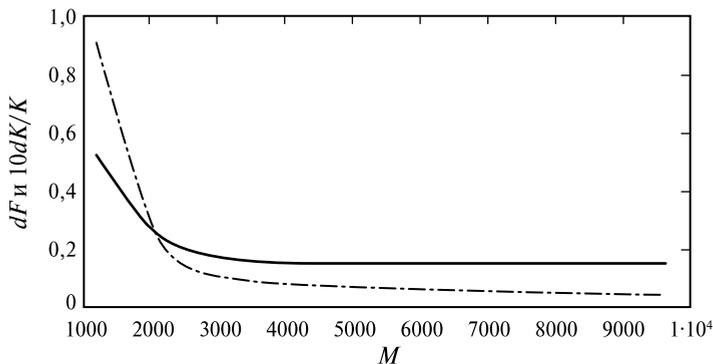


Рис. 7. Зависимость погрешностей dF и dK/K от длительности измерения M (числа периодов пульсара) ($R=0,25, L=6, I=1, K=10^{-4}$)

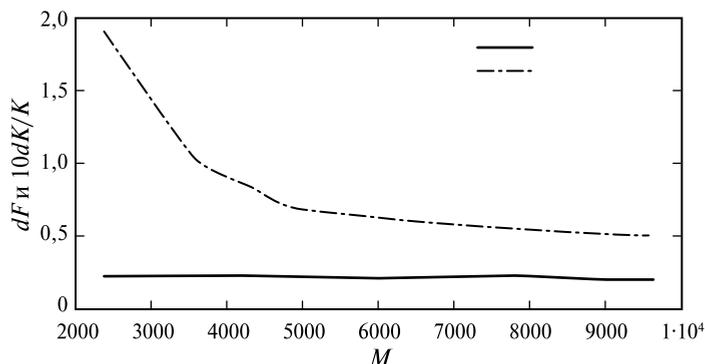


Рис. 8. Зависимость погрешностей dF и dK/K от длительности измерения M (числа периодов пульсара) ($R = 0,25, L = 6, I = 1, K = 10^{-5}$)

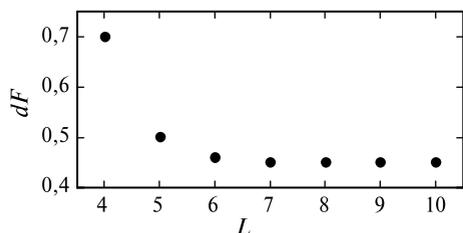


Рис. 9. Зависимость погрешности dF от L (числа отрезков разбиения временной последовательности) ($R = 0,25$, $K = 10^{-4}$, $I = 1$, $M = 9600$)

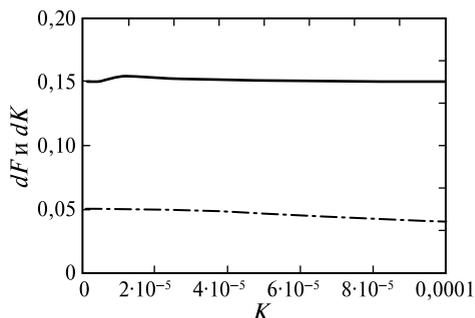


Рис. 10. Зависимость погрешностей dF и dK от K (проекция относительной скорости на направление к пульсару) ($R = 0,25$, $L = 6$, $I = 1$, $M = 9600$)

Период пульсара разбивался на 100 равных интервалов (бинов) ($N = 100$). На рисунках погрешности смещения фазы dF представлены в единицах бинов, т. е. смещение на 1 бин соответствует величине смещения сигнала на 0,01 фазы.

ОБСУЖДЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ

Как видно из представленных результатов, наблюдается сильная зависимость (см. рис. 5.) погрешностей от отношения переменной составляющей импульса пульсара к величине подложки (параметр R). Это обстоятельство, с одной стороны, позволяет сделать вывод о том, что для космической навигации следует выбирать пульсары с максимальным значением параметра R . С другой стороны, величины погрешностей в значительной степени зависят от плотности потока I излучения пульсара (см. рис. 6.). Таким образом, при выборе пульсара для решения задач космической навигации возможен компромисс с точки зрения минимизации погрешностей — недостаток светимости пульсара может компенсироваться более высоким значением параметра R — доли пульсирующей компоненты импульса. Следует отметить, что у рентгеновских пульсаров доля пульсирующей компоненты может сильно меняться, в зависимости от энергетического диапазона [2, 3]. Если рентгеновский детектор, которым производится регистрация фотонов, обладает широким энергетическим диапазоном, это позволяет оптимизировать диапазон измерения излучения для каждого конкретного пульсара.

Что касается длительности измерений, как видно из представленных результатов (см. рис. 7, 8), при плотности потока излучения пульсара $I = 1$ квант·см⁻²·с⁻¹ минимальные значения погрешностей выходят на плато при значении величины $M \approx 10^4$, что при длительности импульса пульсара $3 \cdot 10^{-2}$ с соответствует 300 с. При обработке экспериментальных данных полученную временную последовательность следует разбивать минимум на 6–7 интервалов (см. рис. 9). В случае использования пульсаров с миллисекундными периодами траекторию движения КА в течение таких интервалов можно с хорошей точностью считать прямолинейной. Если имеется априорная информация о траектории движения КА во время проведения измерений, эту информацию можно использовать при построении при-

веденной выше системы линейных уравнений, учитывая изменение траектории на каждом таком интервале. Как видно из рис. 9, погрешность смещения фазы dF практически не зависит от числа L разбиений на отрезки всего интервала измерений при $L > 7$. Это обусловлено, с одной стороны, тем, что с увеличением L уменьшается длина отрезка и, следовательно, статистическая обеспеченность данных этого отрезка. С другой стороны, при уменьшении отрезка уменьшается эффект сглаживания (искажения) формы импульса при наложении периодов на отрезке. Два этих обстоятельства в значительной степени компенсируют влияние друг друга.

Отсутствие зависимости абсолютных погрешностей dF и dK , в рассмотренных пределах, от скорости движения КА (см. рис. 10) облегчают интерпретацию экспериментальных данных, полученных при различных скоростях КА.

Как было отмечено выше, данный метод определения смещения фазы F и проекции относительной скорости КА на направление к пульсару K является приближенным методом в силу того, что в расчетах для каждого отрезка используется сглаженная форма импульса и упрощенные алгоритмы вычисления смещения фазы f_j ($j = 1, 2, \dots, L$). Мы провели сравнение точностей вычисления величин F и K с помощью данного метода и нелинейных (градиентных) методов минимизации, без разбиения на отрезки, для одних и тех же модельных экспериментальных данных. В качестве начальных приближений для нелинейных методов были использованы значения F и K , полученные с использованием предложенного нами метода. Результаты моделирования показали, что использование нелинейных методов требует увеличения более чем на порядок времени вычислений, но не приводит к улучшению точности для выбранных плотностей потока излучения пульсара.

Заключение

В данной работе рассматривалось влияние различных параметров импульсов рентгеновских пульсаров и методики измерения на восстановление смещения нулевой фазы импульса и проекции скорости КА на направление к рентгеновскому пульсару. Предложен линейный метод определения этих параметров, отличающийся высокой эффективностью, малым необходимым временем измерения сигнала и умеренными требованиями к вычислительным мощностям (бортовому компьютеру). Данный метод применим к участкам траектории КА (орбитам), на которых вектор скорости КА остается неизменным.

Погрешности определения смещения фазы F и проекции относительной скорости K космического аппарата на направление к пульсару в значительной степени зависят от отношения R переменной составляющей импульса пульсара к величине подложки и от плотности потока I излучения пульсара. При заданной величине плотности потока I излучения пульсара погрешности не зависят от длительности измерения M (числа периодов пульсара) и от числа отрезков разбиения временной последовательности L начиная с некоторых значений этих величин. Наблюдается отсутствие зависимости абсолютных погрешностей dF и dK от скорости движения КА. По сравнению с предложенным методом использование нелинейных методов расчета смещения фазы F и проекции относительной скорости КА на направление к пульсару K не дает увеличения точности.

Литература

1. *Арефьев В.А., Павлинский М.Н., Федотов С.Н., Лутовинов А.А., Семена Н.П., Левин В.В.* Рентгеновские пульсары — маяки автономной системы навигации космических аппаратов // Современ. проблемы определения ориентации и навигации космических аппаратов: Сб. тр. Всерос. научно-технич. конф. Россия, Таруса, 22–25 сент. 2008. М.: ИКИ РАН, 2009. С. 210–218 (Сер. «Механика, управление и информатика»).
2. *Лутовинов А.А., Цыганков С.С.* Временные характеристики жесткого излучения ярких рентгеновских пульсаров по данным обсерватории ИНТЕГРАЛ // Письма в Астрон. журн. 2009. Т. 35. С. 483.
3. *Lutovinov A., Tsygankov S.* X-ray pulsars through the eyes of INTEGRAL, Cool disks, hot flows: Varying faces of accreting compact objects // AIP Conf. Proc., 2009. V. 1054. P. 191.
4. *Ashby N.* Relativity in the Global Positioning System // Living Rev. in Relativity. 2003. V. 6. P. 1.
5. *Backer D. C., Hellings R. W.* Pulsar Timing and General Relativity // Annual Review of Astronomy and Astrophysics. 1986. V. 24. P. 537.
6. *Hellings R. W.* Relativistic Effects in Astronomical Timing Measurements // Astronomical Journal. 1986. V. 91. P. 650.
7. *Downs G. S.* Interplanetary Navigation Using Pulsating Radio Sources // NASA Technical Reports. 1974. N. 74-34150. P. 1.
8. *Wallace K.* Radio Stars. What They Are and the Prospects for their Use in Navigational Systems // J. Navigation. 1988. V. 41. N. 3. P. 358.
9. *Hoots F. R., Schumacher P. W. J., Glover R. A.* History of Analytical Orbit Modeling in the U.S. Space Surveillance System // J. Guidance, Control and Dynamics. 1988. V. 27. N. 2. P. 174.

PRECISION X-RAY PULSE PHASE DETERMINATION ESTIMATE BY MOVING SPACECRAFT

V. A. Arefiev, S. N. Fedotov, M. N. Pavlinsky
Space Research Institute (IKI RAN), Moscow

We study the influence of different parameters of X-ray pulsar pulses and the methods of timing measurements on determination of null phase pulse shift and spacecraft velocity on X-ray pulsar direction. We have proposed the linear method of defining of null phase shift and spacecraft velocity. The method has high efficiency, low measurements time, low computing power requirements. The method can be used on constant velocity zones of spacecraft orbits.

Keywords: X-ray pulsars, spacecraft navigation, algorithms.

Arefiev Vadim Alexandrovich — senior researcher, PhD, E-mail: gita@hea.iki.rssi.ru

Fedotov Sergey Nikolaevich — senior specialists, PhD.

Pavlinsky Mikhail Nikolaevich — vice director, Doctor of physical and mathematical sciences.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ КОМПЛЕКСА АППАРАТУРЫ КОСМИЧЕСКОЙ ОПТИЧЕСКОЙ ЛИНИИ СВЯЗИ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ ВЫСОКОТОЧНОЙ АВТОНОМНОЙ НАВИГАЦИИ И ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Б. В. Королёв, П. П. Кочергин

*ОАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С. П. Королёва»,
Королев, Московская область*

Преимущества использования оптического диапазона длин волн для космических линий связи стало возможным реализовать в результате создания передатчиков и приёмников с необходимыми характеристиками.

Однако просто использование оптического диапазона не приносит желанного повышения эффективности работы космических средств. Этого удастся достичь только в том случае, если терминалы аппаратуры космической оптической линии связи устроены так, что необходимая для их работы высокоточная навигационная информация добывается автономно самой аппаратурой. Но получаемая в этом случае информация позволяет попутно решить задачи высокоточной автономной навигации и ориентации космического аппарата (КА) в целом.

Ключевые слова: космические оптические линии связи, автономная высокоточная навигация и ориентация космического аппарата, космическая навигационная информация.

В настоящее время может показаться фантастической картина (рис. 1, см. с. 130; рис. 2, см. с. 131), когда использование оптических линий связи между космическими аппаратами станет всеохватывающим. Основой информационного обеспечения функционирования космических средств различного назначения станет Единая ретрансляционная система, связывающая в оптическом диапазоне наземный центр управления со всем парком группировок космических аппаратов, как в околоземном космическом пространстве, так и в дальнем космосе.

Как видно на рис. 1 (вид с полюса), на геостационарной орбите находятся 4 спутника-ретранслятора (СР), на околоземных орбитах 5 низкоорбитальных космических аппаратов (НОКА), на траектории полёта в дальний космос 1 КА. СР между собой и с изображёнными КА соединены космической оптической линией связи (КОЛС). Два СР соединены КОЛС с наземным пунктом в районе г. Москвы

На рис. 2 (вид под углом к плоскости экватора) на геостационарной орбите показано также 4 спутника-ретранслятора (СР), на околоземных орбитах 5 низкоорбитальных космических аппаратов (НОКА), на траектории полёта в дальний космос 1 КА. СР между собой и с изображёнными КА соединены космической оптической линией связи (КОЛС). Два СР соединены КОЛС с наземным пунктом в районе г. Москвы

Оптический диапазон частотного спектра всегда привлекал внимание разработчиков аппаратуры для связи и передачи информации, позволяя существенно расширить, по сравнению с радиодиапазоном, полосу частот для передачи информации и увеличить объём передаваемой информации в единицу времени.

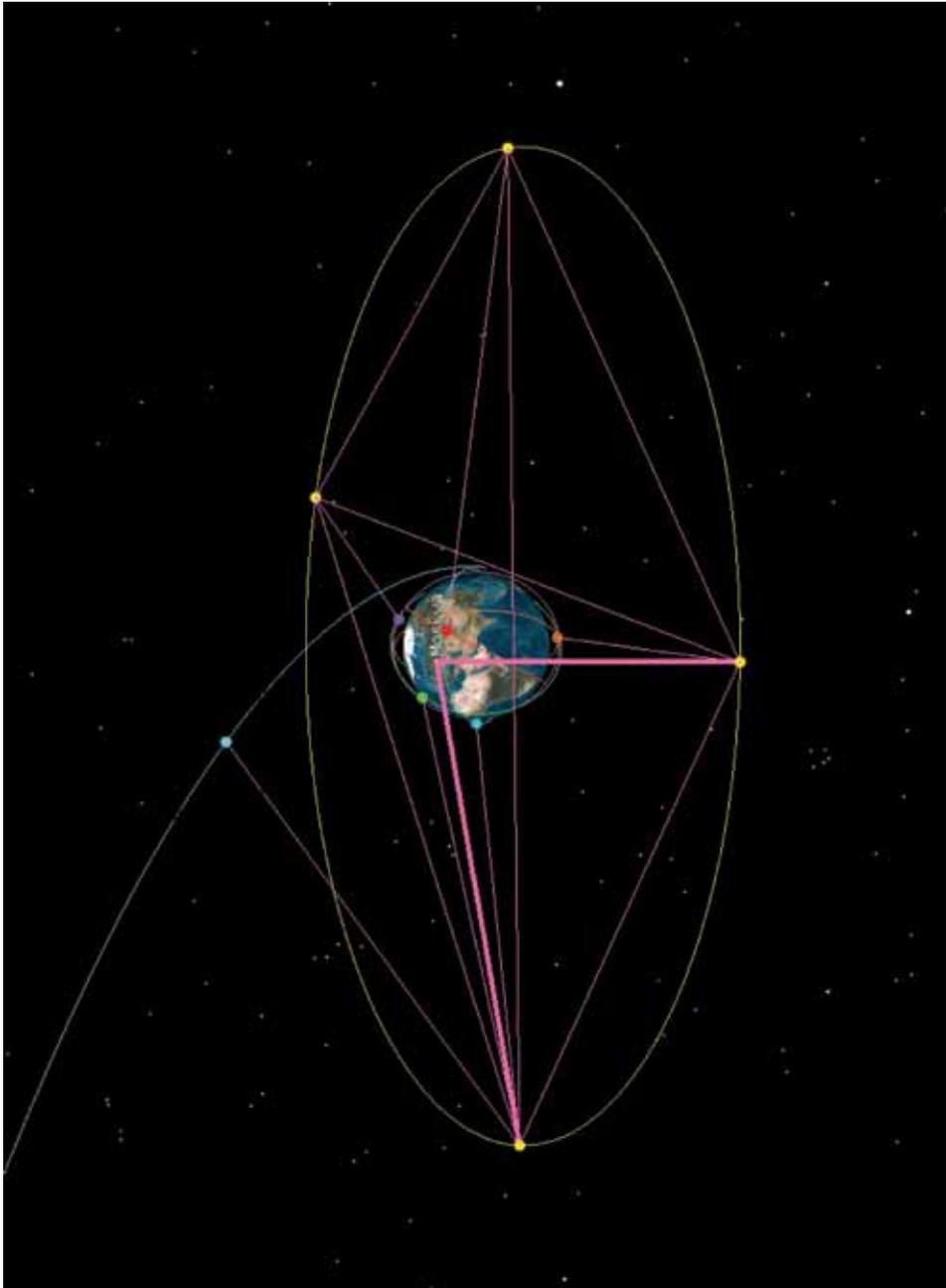


Рис. 1. Использование космических оптических линий связи между космическими аппаратами (вид с полюса)

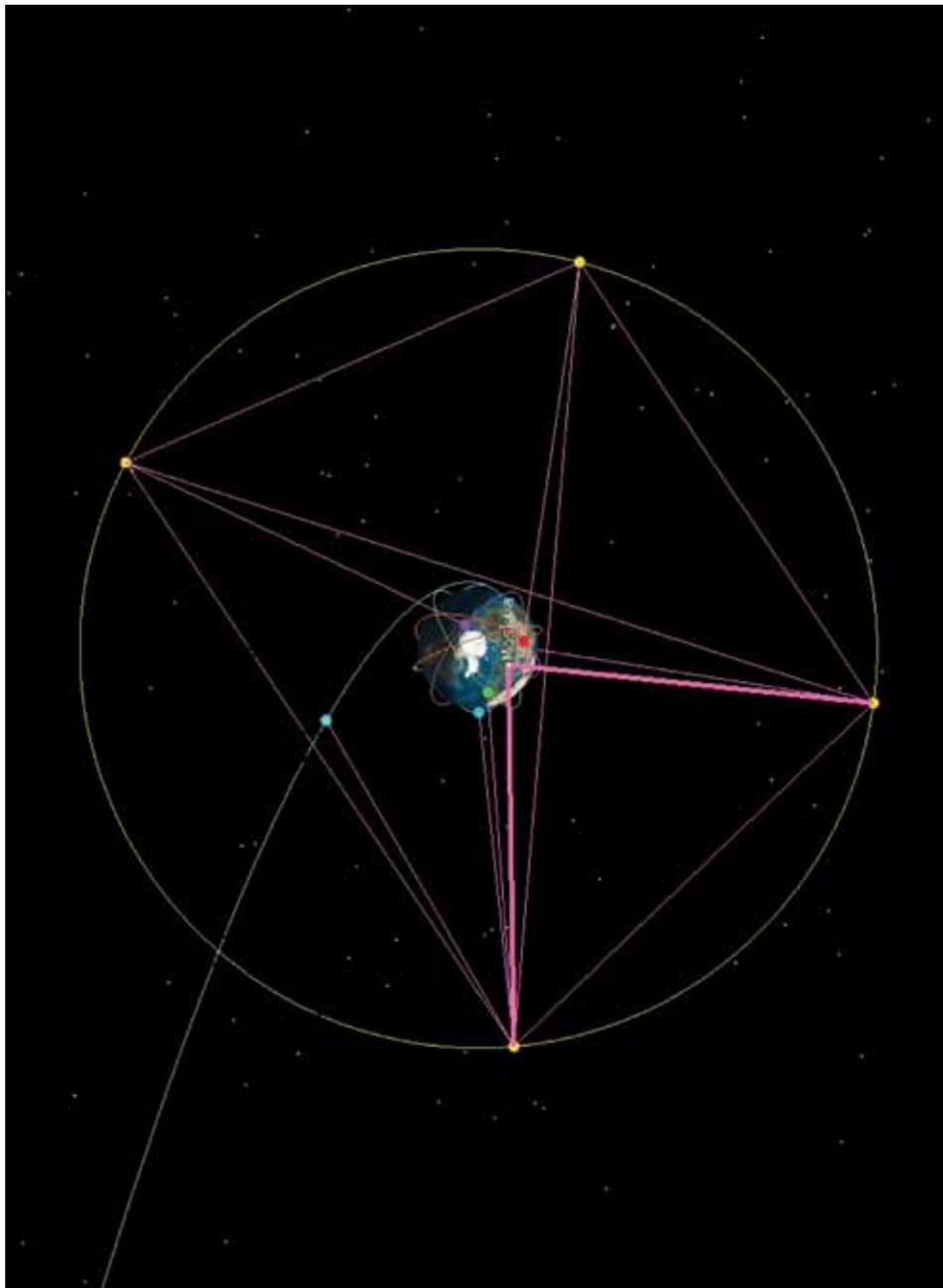


Рис. 2. То же, что на рис. 1 (вид под углом к плоскости экватора)

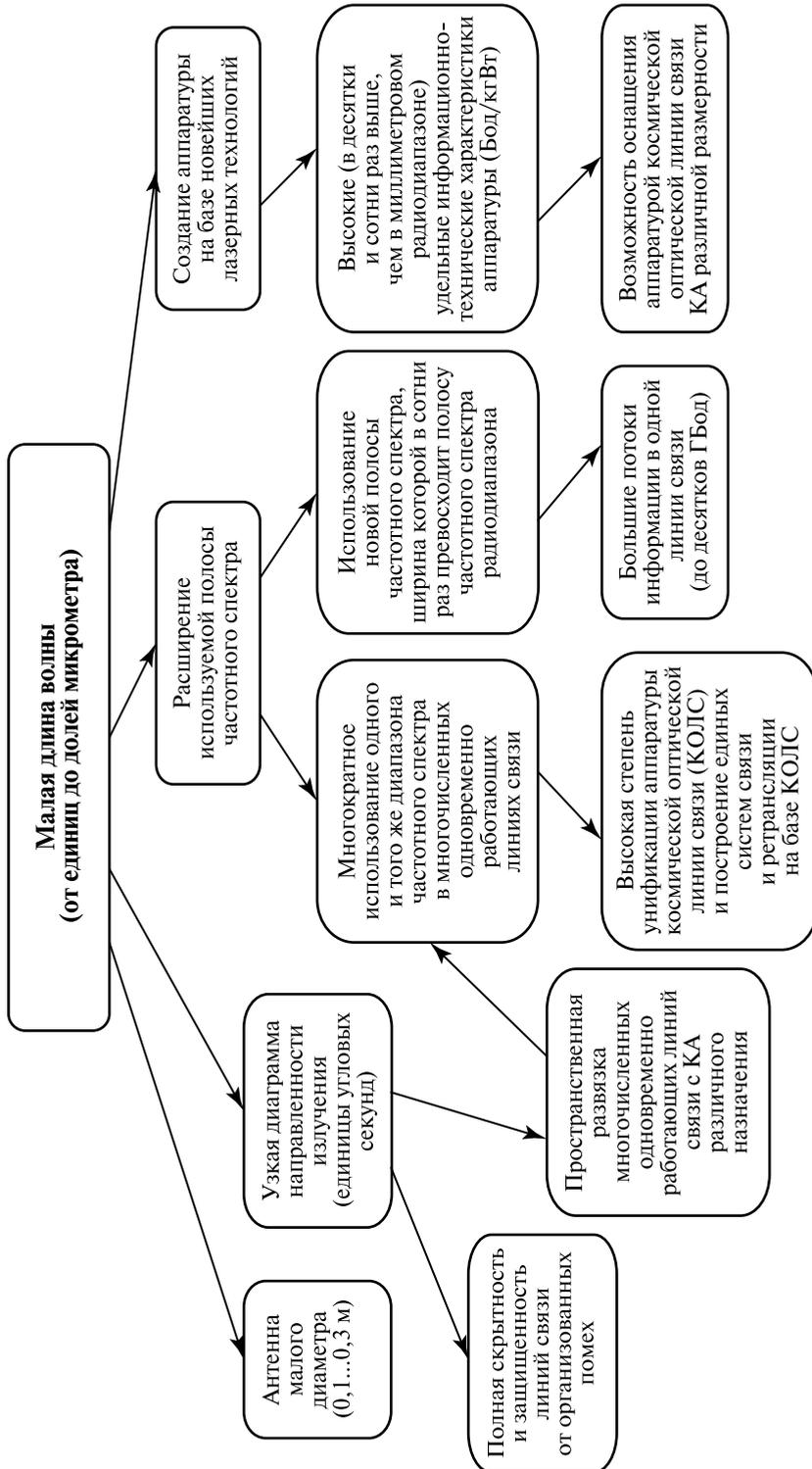


Рис. 3. Преимущества использования оптического диапазона в космических линиях связи

Преимущества оптического диапазона электромагнитного спектра перед радиодиапазоном, объясняющие его привлекательность для связи и передачи информации в космосе, представлены на рис. 3 (см. с. 132).

Благодаря малой длине волны, исчисляемой единицами и долями микрометра, для формирования диаграммы направленности излучаемой энергии можно использовать оптические антенны сравнительно малого диаметра — от 0,1 до 0,3 м. При этом ширина диаграммы направленности излучаемой энергии составит всего 1...4 угл. с.

Такая высокая степень концентрации излучаемой энергии позволяет, в свою очередь, обходиться передатчиком сравнительно небольшой мощности и снизить энергопотребление терминала аппаратуры оптической связи.

Узкая диаграмма направленности антенны (единицы угловых секунд) обеспечивает практически полную скрытность и помехозащищённость оптической линии связи, а также высокую пространственную развязку оптических линий связи между собой. Благодаря этому один космический аппарат может вести работу одновременно с несколькими другими космическими аппаратами. Например, спутник-ретранслятор на геостационарной орбите, оснащённый несколькими терминалами аппаратуры космической оптической линии связи (КОЛС), может связываться одновременно с несколькими низкоорбитальными космическими аппаратами различного назначения, имеющими аналогичные терминалы аппаратуры. Причём в каждой из этих линий связи может использоваться один и тот же частотный диапазон. Таким образом, имеет место многократное одновременное использование одного и того же частотного диапазона.

Аппаратурные комплексы связи и передачи широкополосной информации между космическими аппаратами в радиодиапазоне, содержащие передатчик, приёмник, остронаправленную антенную систему с устройствами её наведения на корреспондента или без них, предназначаются для решения одной целевой задачи — связи. Наведение антенны на корреспондента, если оно требуется, осуществляется по целеуказаниям, которые рассчитываются на весь сеанс связи. Их расчёт производится с использованием параметров орбит, определяемых по данным траекторных измерений. Реализуются они системами наведения антенн. При этом не требуется постоянного соблюдения высокой точности наведения антенн на корреспондента, так как ширина диаграммы направленности связных антенн в радиодиапазоне даже при использовании миллиметровых длин волн составляет не менее нескольких десятых долей углового градуса.

Этот подход традиционно соблюдается и разработчиками аппаратуры космических оптических линий связи как за рубежом, так и у нас в стране. Однако, как показывают результаты системных исследований применения КОЛС, такой подход к разработке аппаратуры космических оптических линий связи является бесперспективным. И вот почему.

При организации работы космических линий связи между объектами, например, между спутником-ретранслятором (СР) и низкоорбитальным космическим аппаратом (НОКА), наблюдения осуществляются по следующей технологической цепочке операций:

- поступление заявок потребителей на получение целевой информации;
- планирование работы НОКА и СР;
- подготовка НОКА к сеансу работы его целевой аппаратуры;

- подготовка к работе СР и аппаратуры на НОКА для связи с СР;
- проведение сеанса работы целевой аппаратуры НОКА;
- передача целевой информации через СР на пункт приёма информации (ППИ).

При планировании работы НОКА учитывается (рис. 4, 5):

- продолжительность временного интервала от поступления заявки ($t_{\text{зак}}$) до пролёта НОКА над объектом наблюдения (t_1);
- продолжительность временного интервала от момента поступления заявки до возможного начала операции по подготовке к сеансу работы целевой аппаратуры НОКА (t_2);
- продолжительность операций по подготовке к сеансу работы целевой аппаратуры НОКА (t_3), включающих в свою очередь:
 - проведение траекторных измерений (t_{31});
 - расчёт параметров траектории НОКА, программы работы его целевой аппаратуры и уставок для аппаратуры, работающей с СР (t_{32});
 - закладку на борт параметров траектории НОКА, программы работы его целевой аппаратуры и уставок для аппаратуры, работающей с СР (t_{33});
 - проведение сеанса астронавигации по уточнению ориентации НОКА (t_{34});
 - развороты НОКА для установления ориентации, необходимой для работы целевой аппаратуры (t_{35});
- продолжительность сеанса работы целевой аппаратуры (t_4);
- времена начала ($t_{\text{н}}$) и конца ($t_{\text{к}}$) зоны взаимной видимости НОКА и СР;
- продолжительность подготовки аппаратуры, работающей с СР, к функционированию и установления линии связи с СР (t_5).

При планировании работы СР учитывается:

- продолжительность закладки на борт параметров траектории НОКА или уставок для работы комплекса аппаратуры для связи с НОКА ($t_{\text{СР33}}$);
- время начала ($t_{\text{н}}$) и конца ($t_{\text{к}}$) зоны взаимной видимости НОКА и СР;
- продолжительность подготовки комплекса аппаратуры для связи с НОКА к работе и установления линии связи с НОКА (t_6).

При планировании работы СР не учитываются затраты времени на траекторные измерения, так как они проводятся регулярно для обеспечения необходимой точности поддержания СР в точке его «стояния» на геостационарной орбите, поэтому в любой момент времени известны параметры траектории СР с точностью, удовлетворяющей требованиям для работы космической линии связи между СР и НОКА.

На рис. 4 и 5 (см. с. 135) для сравнения дана технологическая цепочка операций по организации сеанса работы целевой аппаратуры НОКА при передаче целевой информации в процессе пролёта над ППИ ($t_{\text{пр.1}}$, $t_{\text{пр.2}}$) и через СР.

При планировании работы НОКА можно столкнуться со следующей ситуацией.

Может оказаться, что время от поступления заявки потребителя целевой информации до ближайшего момента пролёта НОКА над объектом наблюдения

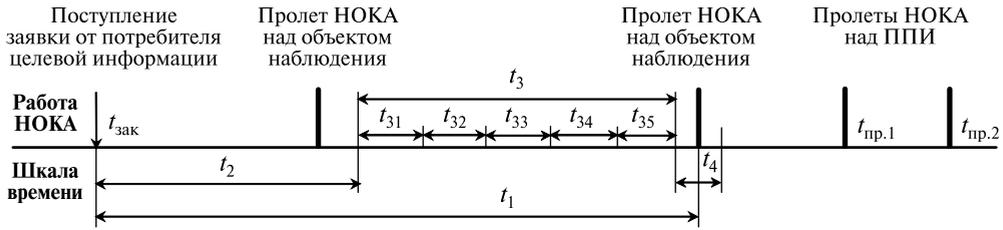


Рис. 4. Организация сеанса работы целевой аппаратуры НОКА и передачи целевой информации потребителям. Передача целевой информации на Землю при пролете над ППИ

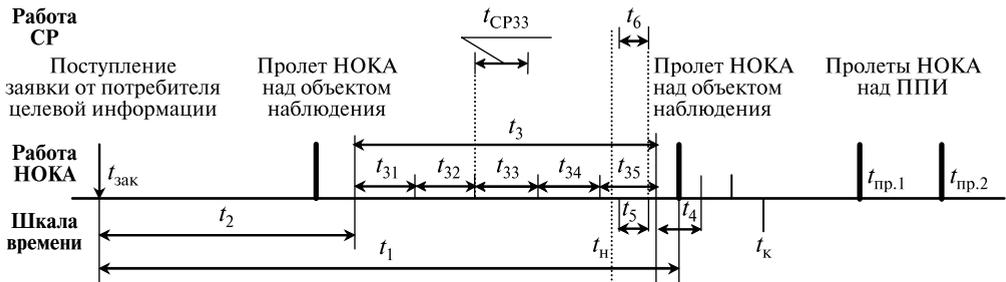


Рис. 5. Организация сеанса работы целевой аппаратуры НОКА и передачи целевой информации потребителям. Передача целевой информации на Землю через СР. Аппаратура КОЛС работает сеансами

меньше, чем продолжительность операций по подготовке к сеансу работы целевой аппаратуры НОКА, т. е. $t_1 < t_3$. В этом случае приходится ориентироваться на следующий момент пролёта НОКА над объектом наблюдения и относительно него строить работу по подготовке к сеансу целевой аппаратуры, что и отражено на рис. 4.

При использовании способа передачи целевой информации в зонах видимости ППИ может оказаться, что в течение одной зоны не удастся передать всю информацию, накопленную за сеанс работы целевой аппаратуры. Приходится передавать её в нескольких зонах. Тогда оперативность получения целевой информации потребителем ($Q_{пр}$) будет определяться разностью времен окончания передачи всей информации, что может состояться в некоей n -й зоне приёма ППИ ($t_{пр.n}$), и поступления заявки потребителя ($t_{зак}$):

$$Q_{пр} = t_{пр.n} - t_{зак} \cdot$$

Передача целевой информации через СР позволяет сократить это время, передав всю целевую информацию к моменту $t_{СР}$ (см. рис. 5). Отстояние этого момента от временного интервала проведения сеанса работы целевой аппаратуры (t_4) зависит от расположения относительно него зоны взаимной видимости СР и НОКА. Сеанс работы целевой аппаратуры может проходить в зоне взаимной видимости СР и НОКА и вне её пределов. В последнем случае передача целевой информации с НОКА через СР может быть осуществлена в следующей ближайшей за интервалом t_4 зоне взаимной видимости СР и НОКА.

Прямой выигрыш в оперативности доставки целевой информации через СР по сравнению со сбросом её на ППИ при пролёте составит:

$$\Delta Q_{\text{СР}} = Q_{\text{пр}} - Q_{\text{СР}} = t_{\text{пр.л}} - t_{\text{СР}}.$$

Таким образом, создание космических ретрансляционных систем с космическими линиями связи между СР и НОКА в радиодиапазоне позволяет сократить время доставки информации потребителю только вследствие исключения или сокращения времени ожидания пролёта НОКА над ППИ.

В КОЛС формируются узкие диаграммы направленности излучения (единицы угловых секунд), что неизбежно приводит к необходимости создания высокоточной системы наведения луча и слежения за корреспондентом и соответствующей организации функционирования двух взаимодействующих друг с другом терминалов аппаратуры КОЛС.

Процесс установления линии оптической связи между двумя космическими объектами, оборудованными терминалами аппаратуры КОЛС, состоит из следующих проводимых операций.

К назначенному моменту времени оптические антенны терминала должны быть предварительно выставлены, т. е., развернуты таким образом, чтобы их визирные оси были направлены друг на друга. Эта операция осуществляется с ошибкой, величина которой зависит, в основном, от точности знания положения и ориентации строительных осей космических аппаратов в пространстве.

Как правило, эта ошибка превосходит ширину диаграммы направленности излучения, поэтому в назначенный момент времени начинается взаимный поиск терминалов.

Лишь после захвата сигнала корреспондента в каждом из терминалов последовательно включаются в работу контуры грубого наведения и прецизионного слежения. Причём луч оптического передатчика каждого из терминалов из-за большого расстояния между космическими аппаратами (КА) и большой скорости их движения должен быть ориентирован не по направлению принимаемого излучения, а под некоторым углом упреждения к нему. Луч посылают в упреждающую точку, где корреспондент должен будет оказаться через время двукратного прохождения лучом расстояния между связываемыми КА.

При подготовке к сеансу связи по космической оптической линии необходимая навигационная информация для предварительной выставки антенн, сопровождения корреспондентов во время сеансов связи, определения и задания координат угла упреждения рассчитывается либо на борту КА на основании заложенных в бортовую вычислительную систему (БВС) параметров траекторий связываемых между собой КА, либо на наземном пункте с последующей передачей на борт КА в виде программно-уставочной информации. Такой способ навигационного обеспечения используется для ретрансляционной радиоаппаратуры и по традиции продолжает применяться для комплексов аппаратуры КОЛС. Но в радиодиапазоне диаграмма направленности излучения является достаточно широкой, и, например, для режима программного сопровождения корреспондента используется задание эфемерид корреспондентов с достаточно большими интервалами по времени, а промежуточные их значения определяются методом интерполяции. Для узких диаграмм направленности оптического излучения требуется расчёт и задание эфемерид корреспондентов и углов упреждения с малым интервалом по

времени и на весь сеанс связи. Предполагается, что в соответствии с расчётными эфемеридами корреспондентов осуществляется программное наведение оптических антенн в процессе сеанса связи, а контур прецизионного слежения работает лишь в пределах поля зрения своего приёмного устройства — чувствительного элемента. Это обстоятельство требует и более точного знания параметров траектории движения и ориентации строительных осей КА. Чтобы избежать больших ошибок в навигационном обеспечении работы КОЛС, которые рассчитываются по прогнозируемым параметрам траекторий КА, необходимо проводить траекторные измерения как можно ближе к сеансу оптической связи, что, в свою очередь, создает определённые трудности из-за сокращения времени на подготовку к сеансу связи.

Например, аппаратура, создаваемая Европейским космическим агентством по программе SILEX, имеет продолжительность автономности своей работы, равную одним суткам. На борт НОКА SPOT-4 задаются параметры его траектории и траектории взаимодействующего с ним геостационарного спутника-ретранслятора ARTEMIS, по которым на борту вычисляются необходимые навигационные параметры для работы аппаратуры КОЛС. Точности прогнозов параметров траектории CP ARTEMIS и КА SPOT-4 хватает на сутки, после чего значения этих параметров должны быть обновлены, уточнены.

Аппаратура связи между КА в радиодиапазоне допускает для своего функционирования значительно меньшую точность знания параметров траекторий космических аппаратов.

Как было отмечено выше, к особенностям функционирования комплексов аппаратуры КОЛС относится возможность одновременной работы нескольких таких комплексов, установленных на геостационарном CP. Каждый из них осуществляет связь со своим НОКА. Это возможно с использованием очень узких диаграмм направленности излучения, что позволяет осуществить пространственную развязку линий связи, но требует высокоточного навигационного обеспечения. Объём подготовительных измерений, вычислений и передаваемых данных для обеспечения высокоточной навигационной информацией работы КОЛС между геостационарным CP и несколькими НОКА одновременно возрастает пропорционально количеству этих НОКА.

Для осуществления передачи целевой информации через CP приходится задействовать целый ряд наземных средств для управления и контроля работы CP и НОКА, для проведения траекторных измерений этих объектов и определения параметров их траекторий, расчёта и передачи на борт CP и НОКА необходимого объёма программной и уставочной информации.

Таким образом, повышение оперативности получения информации потребителями оплачивается созданием космической ретрансляционной системы с её наземной инфраструктурой.

Особенности функционирования КОЛС предъявляют ещё более жёсткие требования к работе наземных средств, участвующих в подготовке сеанса оптической связи. Возрастает нагрузка:

- средств траекторных измерений из-за более частого их использования;
- вычислительного комплекса, ведущего обработку этих измерений и расчёт навигационных параметров, необходимых для работы КОЛС;
- наземной инфраструктуры, обслуживающей работу всех космических средств.

Учитывая, что требования со стороны аппаратуры КОЛС к проведению операций по подготовке к сеансу связи являются более жёсткими, чем со стороны аппаратуры радиодиапазона, можно утверждать, что затраты времени на проведение траекторных измерений (t_{31}); расчёт параметров траектории НОКА, программы работы его целевой аппаратуры и уставок для аппаратуры, работающей с СР (t_{32}); закладку на борт параметров траектории НОКА, программы работы его целевой аппаратуры и уставок для аппаратуры, работающей с СР (t_{33}); проведение сеанса астронавигации по уточнению ориентации НОКА (t_{34}); развороты НОКА для установления ориентации, необходимой для работы целевой аппаратуры (t_{35}), останутся прежними, т. е. не сократится продолжительность операций по подготовке к сеансу работы целевой аппаратуры НОКА (t_3). Это означает, что и продолжительность временного интервала от поступления заявки потребителя целевой информации до проведения сеанса работы целевой аппаратуры НОКА (t_1) останется той же.

Итак, если комплексы аппаратуры КОЛС строятся на тех же принципах навигационного обслуживания своей работы, что и ретрансляционная радиоаппаратура, то их использование вместо радиоаппаратуры практически не влияет на оперативность получения потребителем целевой информации.

Кроме того, если рассматривать комплекс аппаратуры КОЛС только как связной, предназначенный исключительно для приёма и передачи информации, то при установке его на КА необходимо дорабатывать бортовые системы КА таким образом, чтобы они могли решать практически все задачи высокоточного навигационного обеспечения работы аппаратуры. Это затрудняет адаптацию чисто связного комплекса аппаратуры к различным КА, создание на его основе унифицированного ряда аппаратуры, а главное — такой комплекс аппаратуры практически не способствует повышению эффективности функционирования космических средств, которая прямо зависит от оперативности получения информации потребителем.

Все недостатки использования аппаратуры КОЛС, функционирующей на тех же технологических принципах, что и связная радиоаппаратура, могут быть ликвидированы, если аппаратура КОЛС способна работать автоматически, автономно и непрерывно.

Автоматически — это значит, что аппаратура КОЛС способна сама рассчитывать и обрабатывать:

- времена начала и окончания работы с корреспондентом;
- времена перехода от работы с одним корреспондентом к работе с другим корреспондентом;
- данные, необходимые для соответствующей предварительной выставки оптической антенны и осуществления взаимного поиска и вхождения в связь с корреспондентом;
- данные, необходимые для постоянной корректировки угла упреждения.

Автономно — это значит, что аппаратура КОЛС способна сама проводить траекторные измерения, обрабатывать их результаты и рассчитывать текущие значения параметров орбиты собственного КА, получая данные о параметрах орбиты КА-корреспондента. Например, параметры орбиты геостационарного СР постоянно контролируются и корректируются, поэтому всегда известны с достаточно

высокой точностью. По действующей оптической линии связи геостационарного СР с НОКА эти параметры орбиты можно по нескольку раз в сутки передавать на НОКА, аппаратура КОЛС которого, ведя относительно геостационарного СР траекторные измерения, может определять и поддерживать с достаточно высокой точностью параметры орбиты собственного КА.

Аппаратура КОЛС на СР, в свою очередь, ведёт траекторные измерения НОКА и определяет параметры его орбиты. При этом в процессе траекторных измерений определяются расстояние между КА-корреспондентами и угловые координаты направления на корреспондента на каждом из них. Это совершается автономно, без дополнительного вмешательства других средств.

Непрерывно — это значит, что аппаратура КОЛС способна работать автоматически и автономно не только при непрерывном функционировании, но и при небольших по времени перерывах. Например, при полностью сформированной ретрансляционной системе работа КОЛС между НОКА и СР может протекать непрерывно, аппаратура автоматически, без перерывов в работе линии оптической связи, переключается с одного СР на другой. Пока же формирование ретрансляционной системы ещё не завершено, работа КОЛС между НОКА и СР может проходить с перерывами, вызываемыми затенением Землёй. Но за это сравнительно короткое время точность прогноза изменения параметров орбит связывающихся между собой КА достаточна для автоматического восстановления работы оптической линии связи.

В результате реализации указанных принципов функционирования аппаратуры КОЛС становится постоянно, в течение всего времени её работы, известным положение КА в пространстве с высокой точностью, превышающей точность определения положения с помощью космической навигационной системы. Кроме того, постоянное знание угловых координат направления на корреспондента также с высокой точностью, измеряемой десятками долями ширины диаграммы направленности излучаемой энергии, составляющей единицы угловых секунд, позволяет в каждый момент времени с высокой точностью знать ориентацию КА в пространстве благодаря знанию привязки строительных осей аппаратуры КОЛС к строительным осям КА.

Таким образом, аппаратура КОЛС, самостоятельно добывая навигационные данные для обеспечения собственной работы, решает одновременно задачу автономной высокоточной навигации и ориентации для КА в целом. Кроме того, появляется возможность управления работой КА и получения от него целевой информации действительно в реальном времени.

Знание текущих значений параметров траектории и ориентации строительных осей КА в пространстве позволяет при подготовке к сеансу работы целевой аппаратуры отказаться от операций проведения траекторных измерений, расчёта параметров траектории НОКА, передачи их на борт НОКА, проведения сеанса астрокоррекции для уточнения положения в пространстве строительных осей НОКА, расчёта навигационных параметров для комплекса аппаратуры КОЛС, подготовки комплексов аппаратуры КОЛС на СР и НОКА к работе. Остаётся только операция по подготовке целевой аппаратуры к работе (включение программы подготовки целевой аппаратуры к работе и совершение разворотов НОКА для обеспечения его ориентации, необходимой в процессе проведения сеанса работы целевой аппаратуры).

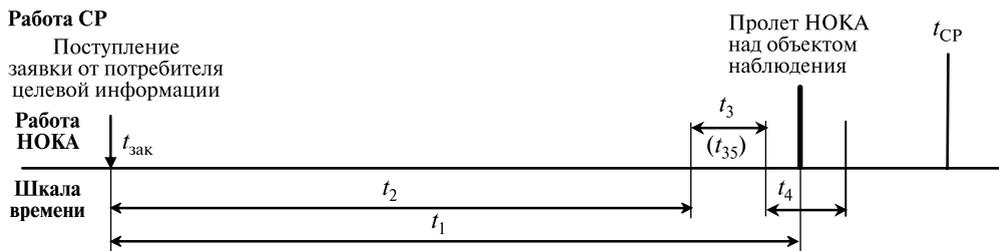


Рис. 6. Организация сеанса работы целевой аппаратуры НОКА и передачи целевой информации потребителям. Передача целевой информации на Землю через СР. КОЛС функционирует автоматически, постоянно и автономно, без привлечения наземного комплекса управления

Таким образом, из пяти составляющих отрезка времени t_3 — это $t_{31} \dots t_{35}$ (см. рис. 4 и 5), остаётся только один — t_{35} , как это показано на рис. 6, что позволяет повысить до физического предела оперативность получения целевой информации потребителями. Теперь только в том случае, если до первого же пролёта НОКА над объектом наблюдения после поступления заявки от потребителя на получение целевой информации не успеваем включить целевую аппаратуру, прогреть и подготовить её к работе, завершить программные развороты НОКА, вынуждены будем дожидаться следующего пролёта НОКА над объектом наблюдения.

Именно автоматически, автономно и непрерывно функционирующие космические оптические линии связи позволят решать не только задачи связи между КА, но и задачи высокоточной автономной навигации и ориентации КА, что обеспечит максимальное повышение эффективности использования космических средств.

USING OPTICAL SPACE COMMUNICATIONS LINK HARDWARE TO ADDRESS THE TASKS OF SPACECRAFT HIGH-PRECISION AUTONOMOUS NAVIGATION AND ATTITUDE CONTROL

B. V. Korolev, P. P. Kochergin

S. P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia, Korolev, Moscow Region

Actualizing the advantages of using optical range wavelengths for communication links in space became possible as a result of developing transmitters and receivers with the necessary performance.

However, just the use of optical range alone does not result in the desired improvement in the space hardware efficiency. This is only achievable when the terminals of the optical communications link equipment are designed to obtain high-precision navigation data needed for their operation by the equipment itself in the autonomous mode. But in this case, the obtained high-precision navigation data make it possible to address the task of high-precision autonomous navigation and attitude control for the spacecraft as a whole.

Keywords: space optical communications links, autonomous high-precision navigation and attitude control of spacecraft, space navigation data.

Korolev Boris Vasilievich — lead researcher, PhD, engineering.

Kochergin Pavel Pavlovich — engineer, 2nd category, tel.: 513-86-55, Fax: 513-86-20.

ПРИБОР ОПРЕДЕЛЕНИЯ КООРДИНАТ СОЛНЦА БОКС-01

**А. И. Бакланов, Г. В. Бунтов, В. В. Жевако, А. С. Забиякин,
Л. Ф. Кононова, В. А. Фокин**

Филиал ФГУП «ГНП РКЦ «ЦСКБ-ПРОГРЕСС» — НПП «ОПТЭКС», Москва

В статье рассматривается прибор определения координат Солнца БОКС-01 с *N*-образной щелевой маской, разработанный ФГУП «НПП «ОПТЭКС». Описываются конструкция прибора, структурная схема, режимы работы, физическая модель и алгоритмы калибровки. Также приводятся описание и характеристики точностного стенда, используемого при калибровке блока.

Ключевые слова: солнечный датчик, *N*-образная щель, БОКС-01, резервированная аппаратура, точностной стенд, MIL-STD-1553, ГОСТ-Р 52070-2003.

Научно-производственное предприятие «ОПТЭКС» разработало и производит приборы определения координат Солнца — БОКС и БОКС-01.

Прибор БОКС, ЦТЕАЗ.352.006, был разработан в конце 1990-х гг. по заданию Ракетно-космической корпорации (РКК) «Энергия» для эксплуатации в составе КА серии «Ямал».

В настоящее время проведена модернизация прибора БОКС и разработан новый вариант прибора — БОКС-01 — с увеличенным в два раза полем зрения.

Внешний вид прибора БОКС-01 представлен на рис. 1.

В процессе обмена информацией с системой управления движением и навигации в приборе реализуется следующие режимы работы:

- «Штатный» (режим 1) — измерение и передача значений координат углов α и β (направляющих косинусов углов α и β);
- «Передача видеокadra» (режим 2) — передача цифрового видеосигнала с выходов установленных в приборе линейных фоточувствительных приборов с зарядовой связью (ФПЗС) при освещении их Солнцем через оптическую систему прибора или без освещения;



Рис. 1. Прибор БОКС-01 с установленными защитными крышками

Бакланов Александр Иванович — заместитель генерального директора ФГУП «ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс», директор филиала — главный конструктор НПП «ОПТЭКС», кандидат технических наук, E-mail: optecs@mail.ru.

Бунтов Геннадий Владимирович — ведущий специалист, E-mail: optecs@mail.ru.

Жевако Виктор Викторович — начальник НТК, заместитель главного конструктора, E-mail: optecs@mail.ru.

Забиякин Александр Сергеевич — начальник НТК, заместитель главного конструктора. E-mail: optecs@mail.ru.

Кононова Лидия Фёдоровна — инженер-программист, E-mail: optecs@mail.ru.

Фокин Вячеслав Александрович — начальник отделения, E-mail: optecs@mail.ru.

- «Тест» (режим 3) — передача цифрового видеосигнала с выходов ФПЗС при освещении их от встроенных в прибор тестовых источников засветки;
- «Перезапуск» (режим 4) — перезапуск прибора без отключения питания по команде системы управления движением и навигации;
- «Перепрограммирование» (режим 5) — прием информации прибором от системы управления движением и навигации для его перепрограммирования; данный режим используется в случае нарушения целостности информации в программируемом запоминающем устройстве (ПЗУ) или при обнаружении сбоев в функционировании бортовой программы прибора;
- «Технологический режим» (режим 6);
- «Перезапись файла» (режим 7) — прием информации прибором от системы управления движением и навигации для перезаписи одного файла в ПЗУ, при обнаружении сбоев в функционировании бортовой программы прибора и для коррекции бортового программного обеспечения (БПО).

Прибор БОКС-01 состоит из двух идентичных комплектов, расположенных в едином корпусе, один из которых находится в «холодном» резерве.

Блок-схема одного комплекта представлена на рис. 2.

Один комплект состоит:

- из двух оптических головок;
- двух плат фотоприёмного устройства (ФПУ);
- коммутатора;
- двух ячеек оптико-электронных преобразователей (ОЭП);
- микропроцессорного модуля с адаптером МКО ГОСТ Р 52070-2003;
- ячейки вторичного источника питания (ВИП).

Оптические головки формируют проекции N -образной щели на линейку ФПЗС, расположенную на плате ФПУ. Плата ФПУ осуществляет преобразование управляющих сигналов с логического уровня до уровня, необходимого для работы ФПЗС, и предусиление видеосигнала. Видеосигнал поступает на ячейку ОЭП, которая его усиливает, смещает для устранения темновых сигналов и оцифровывает. Оцифрованный сигнал поступает на микропроцессорный модуль, где происходит его математическая обработка и вычисление координат Солнца. Вычисленные

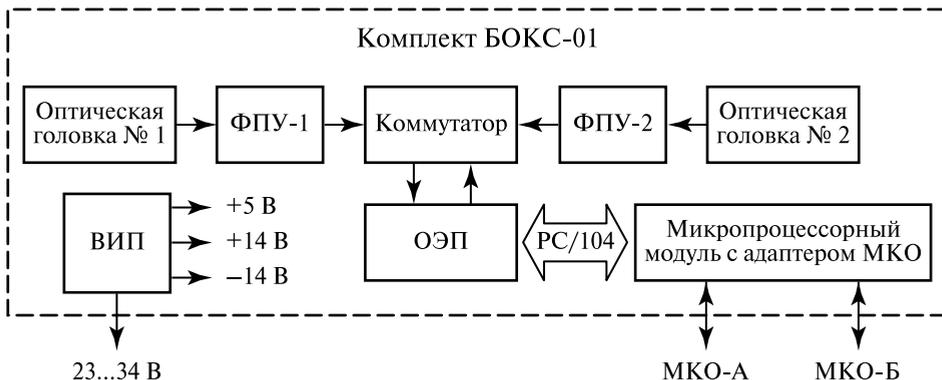


Рис. 2. Блок-схема комплекта прибора БОКС-01

координаты передаются в виде направляющих косинусов по интерфейсу ГОСТ Р 52070-2003.

Система координат прибора БОКС-01 представлена на рис. 3.

На рис. 3 приняты следующие условные обозначения:

- $OABC$ — правая ортогональная система координат прибора;
- OC — ось начала отсчета координат углов α и β , совпадающая с оптической осью прибора;
- плоскость AOB , параллельная посадочной плоскости прибора;
- OS — вектор направления на центр Солнца;
- координата α — угол между осью OC и проекцией вектора направления к центру Солнца на плоскость AOC (OS''); положительному значению координаты α соответствует поворот вектора OS'' от оси OC против часовой стрелки, с положительного направления оси OB ;
- координата β — угол между направлениями OS и OS'' ; положительному значению координаты β соответствует поворот вектора OS от плоскости AOC против часовой стрелки, с положительного значения оси OA .

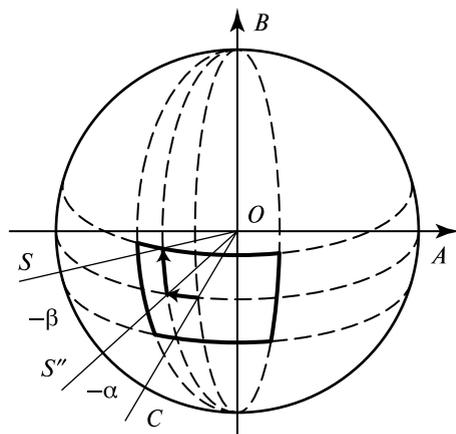


Рис. 3. Система координат прибора БОКС-01

Для однозначного определения направления на центр Солнца достаточно значений двух направляющих косинусов. Прибор БОКС определяет и выдает значения направляющих косинусов SA и SB .

Солнечное излучение, проходя через щелевую маску N -образной формы, формирует на линейке ФПЗС оптическое изображение щелей. По координатам центров оптических изображений определяется вектор направления на Солнце (рис. 4, см. с. 144).

На рис. 4 использованы следующие обозначения:

- 1 — N -образная щелевая маска;
- 2 — защитное стекло ФПЗС;
- 3 — 2048-элементная линейка ФПЗС;
- X_i — координата изображения i -й ($i = 0...2$) щели на линейке ФПЗС (в измерительной системе, связанной с этой линейкой);
- $OABC$ — измерительная система координат оптической головки;
- \bar{F} — фокусное расстояние прибора (расстояние между плоскостью маски и плоскостью линейки ФПЗС);
- \vec{P}_r — смещение центра линейки ФПЗС относительно проекции центра щелевой маски;
- \vec{e} — единичный вектор направления линейки;
- \vec{ash} — расстояние между центрами боковых щелей и центром центральной щели на оси OA ;
- \vec{S} — единичный вектор направления на Солнце.

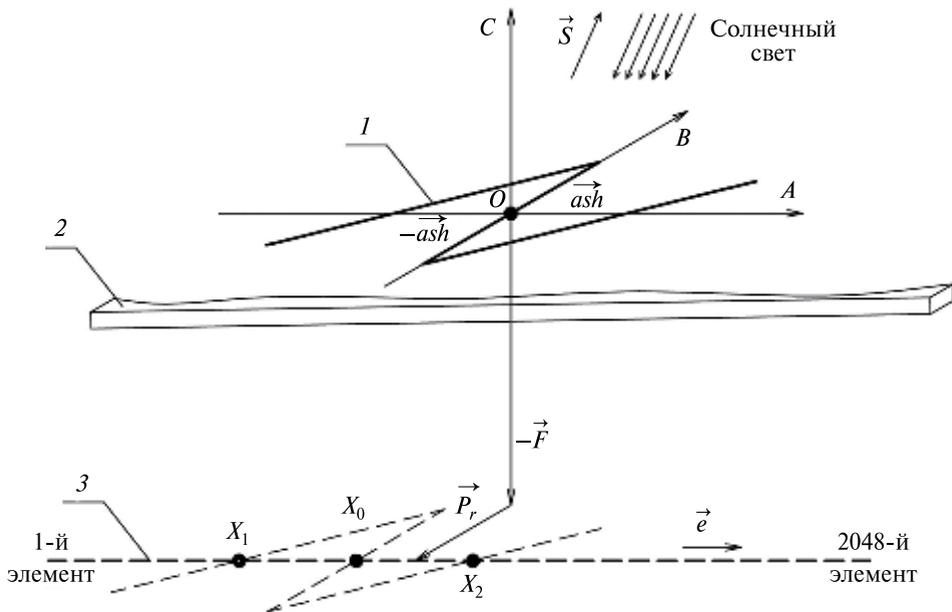


Рис. 4. Схема измерения угловых координат оптической головки прибора БОКС-01

Угловые координаты α и β центра Солнца вычисляются по формулам:

$$\alpha = \arctg \frac{S_A}{\sqrt{1 - S_A^2 - S_B^2}}, \quad (1)$$

$$\beta = -\arctg \frac{S_B}{\sqrt{1 - S_B^2}}, \quad (2)$$

где S_A , S_B — направляющие косинусы — проекции единичного вектора направления на Солнце \vec{S} на оси координат OA и OB соответственно.

Рассматриваются две системы координат:

- измерительная система координат, связанная с маской оптической головки;
- посадочная система координат оптической головки.

Посадочная плоскость оптической головки ($O_0A_0B_0C_0$) развёрнута по координате α относительно посадочной плоскости прибора БОКС-01 на угол α_k (k — номер оптической головки), равный $\alpha_1 = -45^\circ$ и $\alpha_2 = +45^\circ$. Ось OC перпендикулярна плоскости AOB и является оптической осью соответствующей головки.

Измерительная система координат ($OABC$) оптической головки, связанная с маской прибора БОКС-01, развёрнута относительно посадочной системы координат оптической головки ($O_0A_0B_0C_0$). Начало измерительной системы координат, связанной с маской прибора БОКС, смещено относительно начала посадочной системы координат оптической головки, а направления одноименных координатных осей имеют угловое смещение друг относительно друга.

Решая задачу пересечения плоскости, задаваемой вектором направления на Солнце и через конкретную щель, с линией, направленной вдоль линейки ФПЗС,

с учётом ряда допущений (не учитывается разница показателей преломления сред) получаем соотношения для двугранных углов направления на Солнце:

$$\operatorname{tg}A = \frac{x_0 + P_{r_a}}{x_0 e_c - F + P_{r_c} + d - d^*}, \quad (3)$$

$$\operatorname{tg}B = \operatorname{tg}A - \frac{x_i + P_{r_a} - (-1)^i \cdot ash - x_i e_b - P_{r_b}}{x_i e_c - F + P_{r_c} + d - d^*}, \quad (4)$$

где i — номер боковой щели маски (при расчетах для левой боковой щели $i = 1$, а для правой боковой щели $i = 2$); d — толщина защитного стекла ФПЗС;

$$d^* = \frac{d}{\sqrt{n^2 + (n^2 - 1)(\operatorname{tg}^2 A + \operatorname{tg}^2 B)}}, \quad (5)$$

n — показатель преломления стекла; A — двугранный угол A направления на Солнце; B — двугранный угол B направления на Солнце; P_{r_a} , P_{r_b} , P_{r_c} — смещения центра линейки ФПМЗ вдоль осей A , B , C соответственно.

Формулы (1)–(5) приведены для измерительной системы координат.

Если углы разворота измерительной и посадочной систем координат относительно друг друга не превышают 10 угл. мин (что обеспечивается конструкцией прибора), то между измерительной и посадочной системами координат оптической головки справедливы следующие соотношения:

$$\begin{pmatrix} S_{A_0} \\ S_{B_0} \\ S_{C_0} \end{pmatrix} = (T) \begin{pmatrix} S_A \\ S_B \\ S_C \end{pmatrix}, \quad (6)$$

$$T = \begin{pmatrix} 1 & -c & b \\ c & 1 & -a \\ b & a & 1 \end{pmatrix}, \quad (7)$$

где S_{A_0} , S_{B_0} , S_{C_0} — проекции на оси A , B , C единичного направляющего вектора на Солнце в посадочной системе координат оптической головки;

S_A , S_B , S_C — проекции на оси A , B , C единичного направляющего вектора на Солнце в измерительной системе координат.

Минимизация систематических погрешностей во всем угловом поле зрения осуществляется в процессе калибровки оптических головок прибора БОКС-01. Калибровка каждой оптической головки прибора проводится в два этапа: первый этап — «физическая» калибровка, второй этап — «математическая» калибровка. Исходной информацией для проведения калибровки оптической головки является набор измеренных зависимостей показаний прибора БОКС-01 от угловых координат стенда.

При проведении «физической» калибровки определяются входящие в формулы (3), (4) калибровочные коэффициенты, учитывающие конструктивные

особенности изготовленного прибора, «физическая» калибровка состоит из следующих этапов:

1-й этап: оптическим способом определяются a и b — углы разворота измерительной системы координат относительно посадочной системы координат оптической головки.

2-й этап: определяется в измерительной системе координат P_{r_a} — смещение центра линейки ФПЗС вдоль оси А относительно идеального положения.

Для этого рассматриваем ситуацию, когда углы направления на Солнце $\alpha - \alpha_k$ и β — нулевые, т.е. вектор направления на Солнце \vec{S} параллелен оси ОС оптической головки:

$$P_{r_a} = -x_0(0, 0) + b \left[F - d \left(1 - \frac{1}{n} \right) \right], \quad (8)$$

где $x_0(0, 0)$ — координата на линейке ФПЗС пятна от центральной щели при $\alpha - \alpha_k = 0$ и $\beta = 0$; b — один из углов разворота между системами координат.

3-й этап: определяется e_b — проекция единичного вектора направления линейки на ось В измерительной системы координат и P_{r_b} — смещение центра линейки ФПЗС вдоль оси В относительно идеального положения по формулам:

$$e_b = 1 - \frac{2 \cdot ash}{x_2(0, 0) - x_1(0, 0)}, \quad (9)$$

$$P_{r_b} = -\frac{1}{2} [x_1(0, 0) + x_2(0, 0)] + (a + b) \left[F - d \left(1 - \frac{1}{n} \right) \right] - P_{r_a}, \quad (10)$$

где F — расстояние между плоскостью маски и плоскостью линейки ФПЗС; $x_i(0, 0)$ — координата на линейке ФПЗС пятна от i -й щели при $\alpha + \alpha_n = 0$ и $\beta = 0$; ash — расстояние между центрами боковых щелей и центральной щели; a и b — углы разворота между системами координат.

4-й этап: определяется e_c — проекция единичного вектора направления линейки ФПЗС на ось С измерительной системы координат и P_{r_c} — смещение центра линейки ФПЗС вдоль оси С системы координат оптической головки относительно идеального положения. Для этого рассматриваются две ситуации — когда углы направления на Солнце принимают следующие значения — $\alpha - \alpha_k = \pm 45^\circ$ и $\beta = 0^\circ$:

$$e_c = \frac{x_0(45^\circ, 0) + x_0(-45^\circ, 0) + 2 \left[P_{r_a} + 2b \left(-F + d - \frac{d}{\sqrt{2n^2 - 1}} \right) \right]}{x_0(45^\circ, 0) - x_0(-45^\circ, 0)}, \quad (11)$$

$$P_{r_c} = \frac{x_0(45^\circ, 0) - x_0(-45^\circ, 0)}{2} - \left[F + d - \frac{d}{\sqrt{2n^2 - 1}} \right], \quad (12)$$

где $x_0(\pm 45^\circ, 0)$ — координаты на линейке ФПЗС пятна от центральной щели при $\alpha - \alpha_k = \pm 45^\circ$ и $\beta = 0^\circ$.

5-й этап: определяется c — угол разворота измерительной системы координат относительно посадочной системы координат оптической головки. Для этого рассматриваются две ситуации — когда углы направления на Солнце принимают следующие значения — $\alpha - \alpha_n = 0^\circ$ и $\beta = \pm 25^\circ$:

$$c = \frac{x_0(0, 25^\circ) - x_0(0, -25^\circ)}{2 \operatorname{tg}(25^\circ) \left(-F + d - \frac{d}{\sqrt{n^2 + (n^2 - 1) \operatorname{tg}^2(25^\circ)}} \right)}, \quad (13)$$

где $x_0(\pm 25^\circ)$ — координаты на линейке ФПЗС пятна от центральной щели при $\alpha - \alpha_k = 0^\circ$ и $\beta = \pm 25^\circ$.

При проведении «математической» калибровки остаточная после «физической» калибровки погрешность аппроксимируется полиномами второго порядка:

$$\Delta S_A = p_0 + p_1 S_{A_{\text{ВВЫХ}}} + p_2 S_{B_{\text{ВВЫХ}}} + p_3 S_{A_{\text{ВВЫХ}}}^2 + p_4 S_{A_{\text{ВВЫХ}}} S_{B_{\text{ВВЫХ}}} + p_5 S_{B_{\text{ВВЫХ}}}^2, \quad (14)$$

$$\Delta S_B = q_0 + q_1 S_{B_{\text{ВВЫХ}}} + q_2 S_{A_{\text{ВВЫХ}}} + q_3 S_{B_{\text{ВВЫХ}}}^2 + q_4 S_{A_{\text{ВВЫХ}}} S_{B_{\text{ВВЫХ}}} + q_5 S_{A_{\text{ВВЫХ}}}^2, \quad (15)$$

где

$$\Delta S_A = S_{A_{\text{ВВЫХ}}} - S_{A_{0\text{стенда}}}, \quad (16)$$

$$\Delta S_B = S_{B_{\text{ВВЫХ}}} - S_{B_{0\text{стенда}}}. \quad (17)$$

Калибровка прибора БОКС-01 осуществляется на установке для измерения угловых координат. Работа установки заключается в задании и измерении в собственной системе координат углового положения приборов, соответствующего угловому положению прибора в системе координат КА.

Функционально установка состоит из имитатора Солнца и двухкоординатного поворотного устройства. Поворотный стол обеспечивает поворот и измерение углового положения посадочной поверхности вокруг вертикальной оси в диапазоне углов от 0 до 360°. Поворотный блок, устанавливаемый на поворотном столе, обеспечивает вращение фланца с посадочной поверхностью вокруг горизонтальной оси. Значение угла вращения определяется по лимбу поворотного блока с помощью двух микроскопов с окуляр-микрометрами.

Основные технические характеристики установки для измерения угловых координат

Диапазон измерений углов поворота вокруг оси <i>OB</i>	0...360°
Диапазон измерений углов вращения вокруг оси <i>OC</i>	0...360°
Дискретность углов вращения вокруг оси <i>OC</i>	1°
Значения углового размера имитатора Солнца	31,5±0,3 угл. мин или 32,5±0,3 угл. мин
Погрешность установки угла	12 угл. с
Габаритные размеры	3800×1000×1220 мм
Масса	450 кг

На рис. 5 приведён видеосигнал прибора БОКС-01, полученный во втором режиме работы.

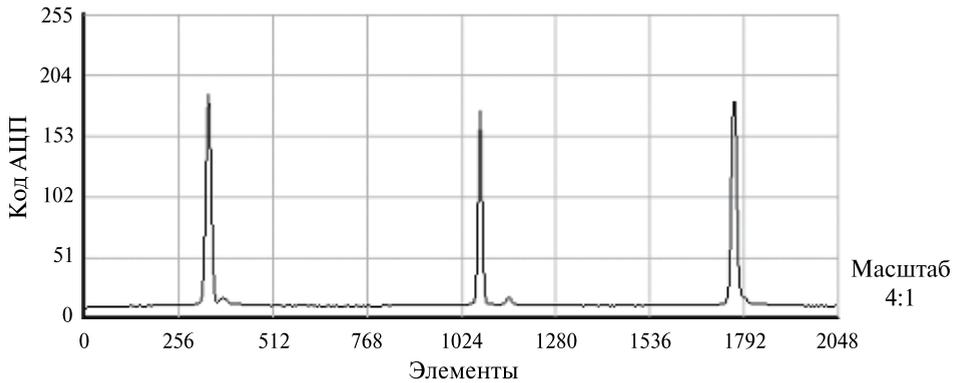


Рис. 5. Видеосигнал с линейки ФПЗС прибора БОКС-01

В настоящее время в НПП «ОПТЭКС» изготовлен прибор БОКС-01, который проходит этап предварительных испытаний. По результатам испытаний получены следующие характеристики прибора:

Поле зрения, не менее	182×56°
Предельная погрешность, не более	1 угл. мин
Период обновления информации о координатах, не более	0,35 с
Резервирование	полное «холодное»
Ресурс, не менее	15 000 ч
Интерфейс.	ГОСТ Р 52070-2003
Напряжение питания	23...34 В
Потребляемая мощность, не более	7,5 Вт
Масса	3,3 кг

DEVICE MEASUREMENT COORDINATES OF SUN BOKS-01
A. I. Baklanov, G. V. Buntov, V. A. Fokin, L. F. Kononova A. S. Zabyakin,
V. V. Zhevako

*Branch of State Research and Production Space-Rocket Center
 “TsSKB-Progress” – “OPTEKS”*

In article we discuss sun sensor BOKS-01 with N-like slot, designed in OPTEKS. Its main design, structure chart, operation modes, physical model and algorithms of calibration are described. Description and characteristics accuracy test bench is given too.

Keywords: Sun sensor, N-like spot, redundant hardware, accuracy test bench, MIL-STD-1553.

Baklanov Alexandr Ivanovich — branch manager, PhD, E-mail: optecs@mail.ru.
Buntov Gennadiy Vladimirovich — principal engineer, E-mail: optecs@mail.ru.
Fokin Vyacheslav Alexandrovich — section chief, E-mail: optecs@mail.ru.
Kononova Lidiya Fedorovna — programmer, E-mail: optecs@mail.ru.
Zabyakin Alexandr Sergeevich — department chief, E-mail: optecs@mail.ru.
Zhevako Victor Victorovich — department chief, E-mail: optecs@mail.ru.

АВТОНОМНЫЙ ФАСЕТОЧНЫЙ СОЛНЕЧНЫЙ ДАТЧИК

В. Д. Глазков

*Учреждение Российской академии наук
Институт космических исследований РАН (ИКИ РАН), Москва*

Обрисованы основные черты схем построения автономного фасеточного солнечного датчика. Проведено сравнение камерного и бескамерного вариантов схем солнечных датчиков, показаны их преимущества и недостатки. Выбран один из путей дальнейшего совершенствования бескамерного варианта, который видится в создании на гранях фасеточной конструкции структуры из двух слоев фотодиодов с различными функциями: солнечного датчика на прозрачной для света подложке — верхний слой и солнечных элементов электрогенератора — нижний слой, что позволяет уменьшить объем и массу прибора и увеличить его надежность. Желаемый результат достигается формированием вертикальной каскадной композиции из тонкослойных полосовых фотодиодов, чувствительных в различных спектральных диапазонах электромагнитного солнечного спектра.

Ключевые слова: космический аппарат, автономный солнечный датчик, фотодиод, каскадные преобразователи солнечной энергии.

Практически все космические аппараты (КА) используют солнечные датчики (СД). Современный СД — статический измерительный прибор для определения направления на Солнце относительно своей посадочной плоскости на КА. Аналоговые и цифровые, камерные и бескамерные, энергозависимые и автономные — основные аппаратурные различия СД.

Самыми массовыми считаются СД аналогового типа. Принцип их работы основан на зависимости величины электрического сигнала с выхода фотоэлектрического преобразователя (ФЭП) от угла падения на его светочувствительную поверхность солнечного излучения. Сегодня в СД аналогового типа в качестве ФЭП используются фотодиоды (ФД), что позволяет получать информацию о направлении на Солнце без затраты внешней энергии, за исключением солнечной энергии. В этом главное отличие СД аналогового типа от цифрового его варианта. Как минимум, достаточно иметь пару ФД, чтобы значение разности их фототоков информировало потребителя о направлении на Солнце по одной из осей посадочной плоскости СД.

Для обзора, прямоугольного по углу поля в пределах полусферы, следует добавить ещё вторую пару ФД, которая должна работать в плоскости, ориентированной перпендикулярно исходной. При этом линия пересечения двух плоскостей совпадает с осью симметрии СД. Таким образом, приходим к варианту схемы построения датчика квадрантного типа, как камерного, так и бескамерного видов [1].

В камерных СД фотодиоды или их массивы расположены внутри на дне и маскированы с лицевой стороны прибора, а в бескамерных датчиках они устанавливаются непосредственно сверху на гранях его пирамид. Общим для СД аналогового типа является объемность их конструкций и наличие, как правило, в своем составе

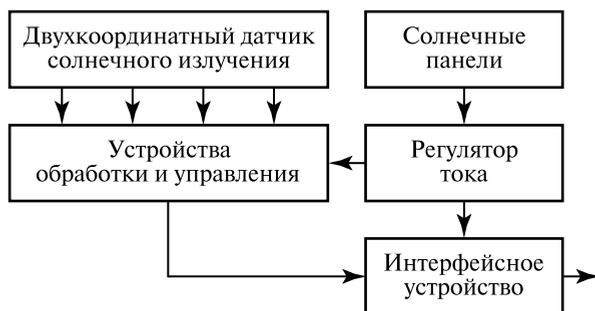


Рис. 1. Обобщенная блок-схема солнечного датчика автономного типа

дополнительных звеньев, функционирование которых требует внешнего источника электроэнергии. Обобщенная блок-схема такого СД показана на рис. 1.

На сегодня есть два практических пути получения необходимой для СД энергии: от электросети потребителя или непосредственно от Солнца, с преобразованием с помощью дополнительно введенных в схему ФД, образующих солнечную батарею, лучистого потока в постоянный электрический ток, используемый далее для функционирования дополнительных звеньев датчика. Последний путь видится в создании СД автономного типа, который энергонезависим от потребителя.

Энергетическая независимость от потребителя автономного СД имеет ряд преимуществ, главные из которых — мобильность, низкое собственное энергопотребление, повышенная надежность, меньшие объем и масса. Достаточно установить на КА или около него такой автономный прибор, чтобы он сразу выполнил через согласованный или базовый интерфейс свои функции — определение направления на Солнце с целью оперативного управления и функционирования элементов объекта по его данным. Повышенная надежность в СД автономного типа достигается исключением ряда последовательных звеньев, входящих в систему питания КА и самого датчика. Выигрыш в объеме и массе во многом определяется конструкцией СД автономного типа. Отмеченные преимущества делают техническое решение задачи по созданию и дальнейшему совершенствованию СД автономного типа актуальными. Рассмотрим влияние на надежность, объем и массу СД различных конструкций прибора, его датчика, солнечных панелей, регулятора тока и устройств интерфейса (см. рис. 1).

Существующие камерные конструкции СД автономного типа в настоящее время представляют собой планарную композицию плоской солнечной панели и самого датчика. Примером может служить СД автономного типа Нидерландской организации прикладных научных исследований — TNO, внешний вид которого показан на рис. 2 (см. с. 151) [2], а апертурная характеристика его солнечной панели представлена на рис. 3 (см. с. 151).

Совсем иная конструкция бескамерного СД автономного типа фасеточной формы — АФСД [3]. Здесь непосредственно сверху на каждой из граней пирамиды расположены ФД самого датчика и солнечные панели прибора.

Схемное построение бескамерных СД автономного типа имеет несколько вариантов. На рис. 4 (см. с. 151) представлен один из них, а возможная результирующая апертурная характеристика его солнечных панелей показана на рис. 5 (см. с. 151). Для сравнения камерного и бескамерного СД автономного типа на рис. 6 (см. с. 151)

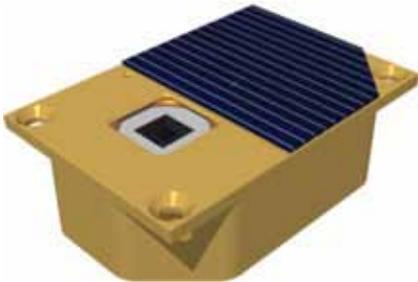


Рис. 2. Солнечный датчик автономного типа Нидерландской организации прикладных научных исследований TNO

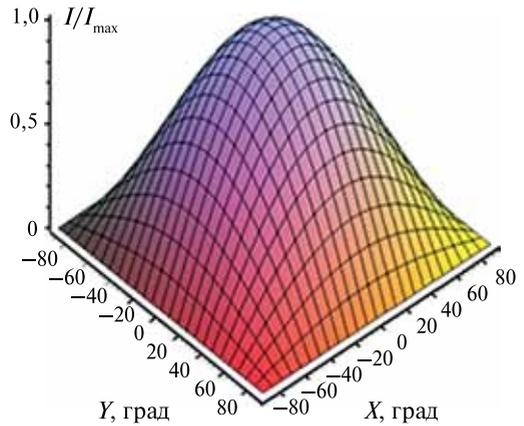


Рис. 3. Апертурная характеристика солнечной панели изделия организации TNO

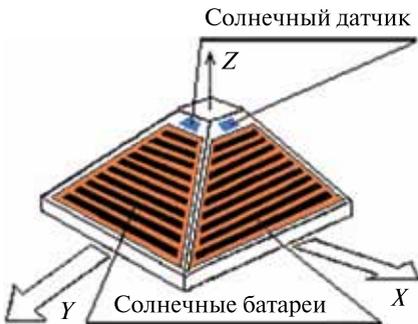


Рис. 4. Вид варианта автономного фасеточного солнечного датчика

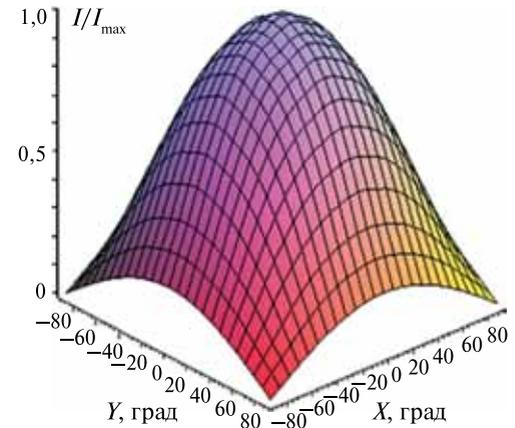
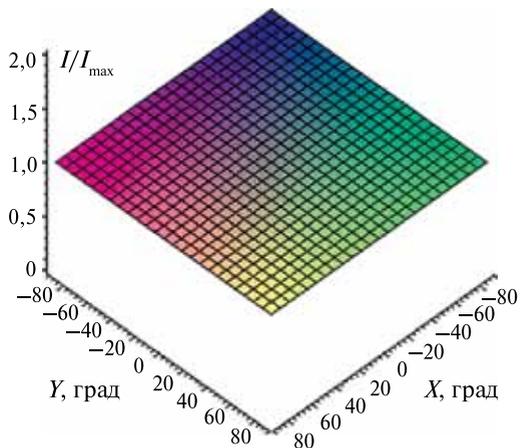


Рис. 5. Результирующая апертурная характеристика солнечных панелей датчика автономного типа

Рис. 6. Апертурная характеристика солнечной панели в варианте сферической фоточувствительной поверхности



приведена апертурная характеристика идеальной солнечной батареи как источника питания, представляющего собой генератор постоянного фототока в пределах поля обзора прибора.

Сравнение представленных СД автономного типа (см. рис. 2 и 4) и апертурных характеристик их солнечных батарей (см. рис. 3, 5 и 6) позволяет отметить следующее:

- 1) налицо фактическое равенство выбора и использования разных конструкций солнечных батарей;
- 2) преимущество камерного СД автономного типа — возможность построения как аналогового, так и цифрового варианта приборов, а недостаток:
 - а) не только сам датчик, но и косинусная неравномерность генерируемого фототока плоской солнечной панелью в пределах поля зрения прибора, при среднем токе от неё, ограничивают поле обзора датчика в $120 \times 120^\circ$, при обоснованных значениях величин объема, массы и надежности изделия;
 - б) отсутствует возможность увеличения полей зрения солнечной панели и обзора датчика;
- 3) преимущество бескамерного СД автономного типа — возможность простыми средствами — числом усеченных пирамид и наклоном их граней — формировать и изменять угловые размеры солнечного модуля и поля обзора датчика на плоских фотодиодах (ПФД) в широких пределах, а недостаток:
 - а) отсутствует возможность использования в своём составе цифровых датчиков;
 - б) многогранность конструкции АФСД.

Итак, уже простое сравнение схем построения функциональных элементов СД автономного типа указывает на целесообразность выбора АФСД, если не требуется от него сверхвысокого разрешения. Рисунок 6 демонстрирует, что, используя для электропитания солнечный источник тока со сферической фоточувствительной поверхностью (при бесконечном числе фасеток и диодов), исключить из состава АФСД регулятор тока, так как при постоянной величине лучистой энергии от Солнца будет всё время генерироваться постоянный ток в рамках поля обзора прибора.

Коротко остановимся на схемах построения и совершенствования интерфейсного устройства СД автономного типа. В принципе передачу информации от датчика к потребителю можно осуществлять электрически — по проводам, световым пучком — через оптический канал, а также по эфиру — радиоканалом (RF-канал). Однако здесь наблюдаются существенные ограничения при выборе и совершенствовании интерфейсного устройства, так как требования к нему выставляются потребителем информации, формируемой СД, а они бывают часто очень специфическими. В то же время в каждом конкретном случае всегда есть простор для творчества при оптимизации интерфейсного устройства. Например, если выставляется требование потребителя о соответствии интерфейсного устройства бортового прибора ГОСТ 26765.52-87 «Интерфейс магистральный последовательной системы электрических модулей», то, зная, что оно является конечным звеном, в нём можно использовать техническое решение, описанное в работе [4]. Это позволит сэкономить до 70 % электроэнергии в режиме передачи, улучшив тем самым главные показатели СД — надежность, объем и массу прибора.

Взяв за основу АФСД, посмотрим, что можно сделать в части дальнейшего совершенствования его фотодатчика и солнечных панелей, размещенных на гранях прибора, в плане последних технологических достижений в области преобразования оптического излучения в электрический ток и его измерения. Начнем с солнечных диодных панелей АФСД.

Вопрос выбора материала панелей относительно прост. Для выполнения существующих очень серьёзных требований к СД автономного типа, предназначенных для микро-, нано- и других спутников, к объёму, массе и потребляемой мощности, в первую очередь необходима замена исходного материала солнечных панелей как минимум на галлий(Ga) вместо кремния(Si).

Замена исходного материала позволяет повысить верхнюю рабочую температуру панелей с 70 до 180 °С, а КПД солнечных панелей поднять с 20 до 35...40 %, когда их полупроводниковые структуры содержат гетеропереходы между материалами, состоящими из арсенидов, фосфидов и антимонидов Ga и Al. Принципиально ещё и то, что достаточно иметь толщину GaAs-диодной структуры 5...6 мкм для получения КПД порядка 20 %, тогда как толщина кремниевых элементов в данном случае не может быть менее 50...100 мкм без заметного снижения их КПД. Это обстоятельство позволяет рассчитывать на создание лёгких тонкослойных солнечных панелей, при производстве которых потребуются сравнительно мало исходного материала — Ga, особенно если в качестве подложки использовать германий.

Диодные структуры из арсенидов, фосфидов и антимонидов Ga и Al в значительно меньшей степени, чем из Si, подвержены разрушению потоками протонов и электронов высоких энергий вследствие высокого уровня поглощения света GaAs, а также малых требуемых значений времени жизни и диффузионной длины неосновных носителей. Кроме того, эксперименты показали, что значительная часть радиационных дефектов в таких диодных структурах исчезает после их термообработки (отжига) при температуре порядка 150...180 °С. Например, поднимая на некоторое время температуру диодных солнечных панелей из GaAs-структур до 150...180 °С, можно снижать степень радиационной деградации их параметров. Это позволит удерживать значение КПД панели на одном уровне на протяжении всего срока активного функционирования СД автономного типа.

Другой путь уменьшения общей площади, дальнейшего повышения КПД и выходной мощности солнечных панелей СД автономного типа видится в переходе от её набора из элементов с одним *p-n* переходом и одинаковой для всех спектральной чувствительностью к мультиспектральным вертикальным диодным композициям.

Фотоэлектрический отклик элемента с одним *p-n* переходом ограничен частью (зоной) солнечного спектра, энергия которого выше ширины запрещенной зоны, а фотоны меньшей энергии не используются в процессе преобразования света в электрический ток. Кроме того, солнечная панель часто включает последовательные звенья из отдельных диодов для повышения выходного напряжения, что увеличивает площадь её поверхности (рис. 7). Снять эти ограничения позволяют

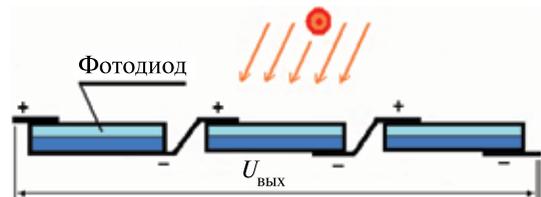


Рис. 7. Вид и схема соединений элементов последовательного звена солнечной панели

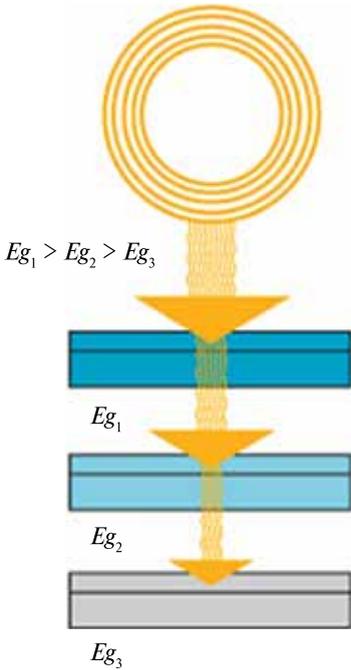


Рис. 8. Структура каскадной солнечной батареи

многослойные структуры из двух и более диодов с различной шириной запрещенной зоны.

Такие элементы называются каскадными или тандемными. Вертикальные структуры из ФД с различной шириной запрещенной зоны работают со значительно большей частью солнечного спектра. Эффективность фотоэлектрического преобразования у них существенно выше, а суммарное выходное напряжение больше. Многослойный элемент представляет собой последовательный в электрическом плане столбик фотодиодов, выполненных на основе полупроводниковых структур с различными по спектру характеристиками поглощения.

Здесь одиночные фотодиоды расположены по вертикали друг за другом таким образом, что солнечный свет сначала попадает на элемент с наибольшей шириной запрещенной зоны, при этом им поглощаются фотоны с высокой энергией. Пропущенные верхним полупроводниковым слоем фотоны с меньшей энергией проникают в следующий элемент с более узкой шириной запрещенной зоны и т. д. (рис. 8). Утверждают, что

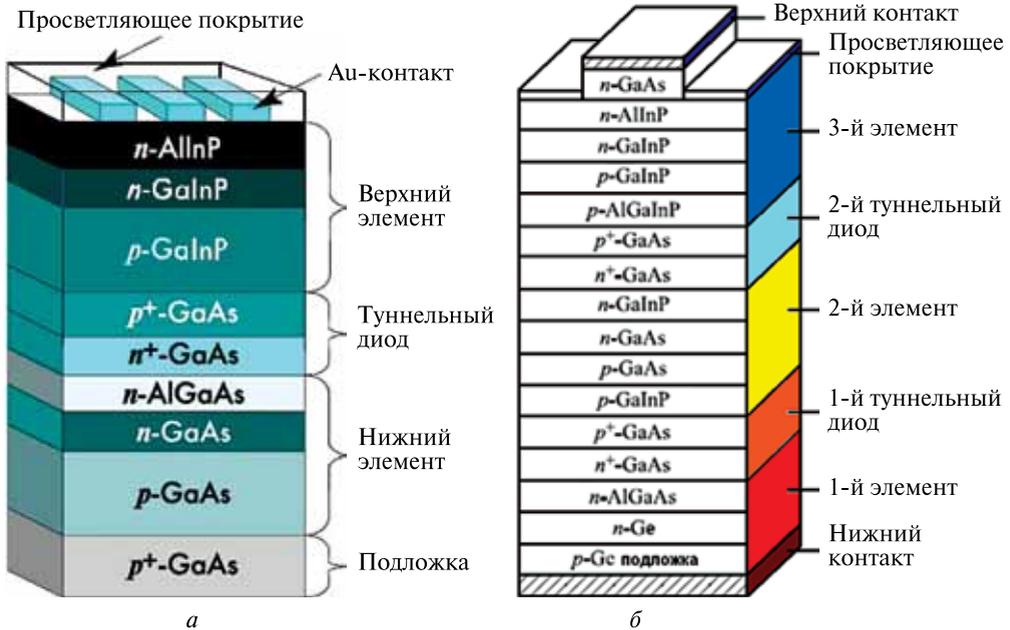


Рис. 9. Каскадная солнечная батарея: а — из двух фотоэлектрических преобразователей; б — из трех элементов с различной шириной запрещенной зоны

такие твердотельные каскадные диодные преобразователи солнечной энергии, кроме демонстрации высоких значений КПД и их повышения в дальнейшем, имеют и самые лучшие «фундаментальные» перспективы [3].

На рис. 9а (см. с. 154) изображена тандемная двухкаскадная солнечная батарея, в которой верхним элементом служит структура на основе GaInP с *n*-AlInP в качестве окна, далее следует туннельный диод на GaAs, необходимый для электрического последовательного соединения элементов, за ним — нижний элемент из GaAs и подложка p^+ -GaAs. Однако у двухкаскадной солнечной батареи выходное напряжение меньше, чем трехкаскадной.

Очень эффективны каскадные солнечные батареи, состоящие из трех элементов с различной шириной запрещенной зоны (рис. 9б, см. с. 154) [5]. Эти батареи выдают 2,68В и работают в оптическом диапазоне длин волн от 0,4 до 2,0 мкм с КПД около 33 %. Тем не менее, солнечным батареям на основе АЗВ5-полупроводниковых соединений, как правило, выращенных на GaAs-, InP- и Ge-подложках, свойственны следующие недостатки:

- относительно высокая эффективность преобразования излучения в электрический ток, но не во всем солнечном диапазоне длин волн;
- высокая стоимость таких материалов как GaAs и Ge;
- GaAs и InGaP являются экологически опасными материалами.

В настоящее время более перспективными, чем преобразующие свет структуры на основе Ga, являются высокоэффективные, надежные и недорогие солнечные батареи и фотоэлектрические элементы, полученные из III-нитридов. Вот их преимущества:

- солнечная батарея и элементы на основе III-нитридов могут поглощать и преобразовывать световую энергию в гораздо более широком оптическом спектральном диапазоне длин волн;
- в качестве подложки для каскадной структуры можно использовать такой материал как сапфир; его достоинства по сравнению с обычным листовым стеклом — в более высокой тепловой и радиационной стойкости, теплопроводности и прозрачности в пределах солнечного спектра длин волн;
- предельный размер одной солнечной панели ограничивается размером подложки, на которой происходит рост тех или иных структур;
- изготовление солнечных панелей выполнимо с помощью стандартных технологических промышленных процессов;
- III-нитридные материалы (такие как GaN, InN, AlN или их тернарные или четвертичные сплавы) могут быть использованы при построении тандема солнечных батарей с двух сторон полированной прозрачной для солнечного света подложки из сапфира.

Общий итог изложенного один — рост эффективности преобразования света каскадными структурами и их выходных напряжений тем или иным изложенным выше путем ведет к снижению габаритов солнечных батарей, их массы и повышению надежности СД автономного типа (рис. 10, см. с. 156).

Осталось разрешить проблему размещения самих элементов СД фасеточной конструкции, чтобы свести к возможному минимуму объем и массу прибора автономного типа.

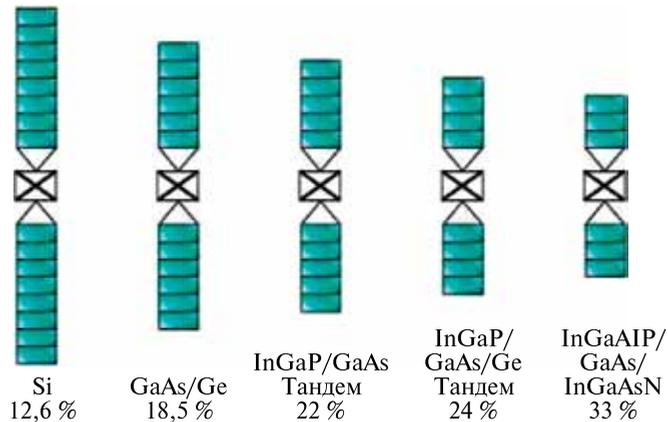


Рис. 10. Относительные размеры панелей и КПД ряда солнечных батарей для космических аппаратов

Есть единственный путь решения такой задачи — размещение солнечных датчиков непосредственно на лицевой стороне солнечной панели. Однако такое решение возможно, если размещаемые датчики будут прозрачны для света, преобразуемого солнечной панелью в электрический ток. Практический подход разрешения сформулированной проблемы лежит в создании штабеля, состоящего из датчика прибора и его солнечной панели, но гальванически изолированных друг от друга, так как решают различные задачи. Кроме того, элемент солнечного датчика прибора должен быть полосовым и более коротковолновым, чем солнечная панель, т.е. являться фактически ультрафиолетовым приемником излучения, которое фактически не используется солнечной батареей. Можно предложить два способа решения.

Первый из них аналогичен способу создания двухкаскадных солнечных батарей, что предшествовало описанному выше твердотельному варианту, а именно способ механической стыковки двух *p-n* переходов [6]. Характерной особенностью данного способа является то, что в штабеле из двух функциональных элементов реализуется необходимая гальваническая развязка, а их спектральный (зонный) разнос чувствительностей диодов решается путем выращивания полупроводниковых структур с различной шириной запрещенной зоны (рис. 11, см. с. 157).

Главное преимущество способа механической стыковки зонных фотодиодов — широкий диапазон выбора элемента солнечного датчика из числа существующих приемников ультрафиолетового диапазона длин волн, которые могут быть организованы и выращены на прозрачной подложке, размещаемой над солнечной панелью [7]. Недостаток — наличие механического стыка между структурами, который менее надежен и оптически прозрачен для солнечного света.

Этого недостатка лишен второй способ, применяемый при создании солнечной панели из каскадных элементов, выращенных по обе стороны прозрачной подложки из сапфира (рис. 12, см. с. 157). Второй способ более эффективен и надежен, чем первый, если необходимо размещение элемента солнечного датчика на лицевой стороне солнечной панели, но элемент должен быть из семейства III-нитридов. Однако последнее не принципиально с точки зрения выполнения

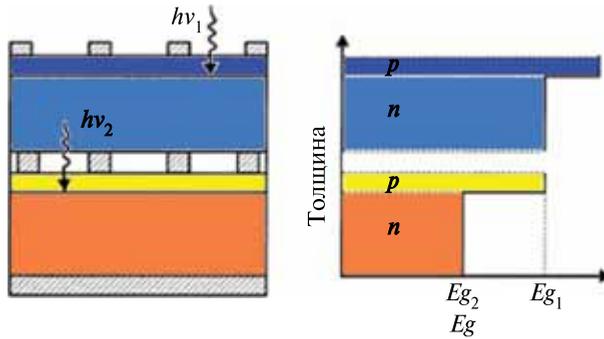


Рис. 11. Схемное изображение и распределение ширины запрещенной зоны E_g двухкаскадного солнечного элемента в варианте механической стыковки его фотопреобразователей

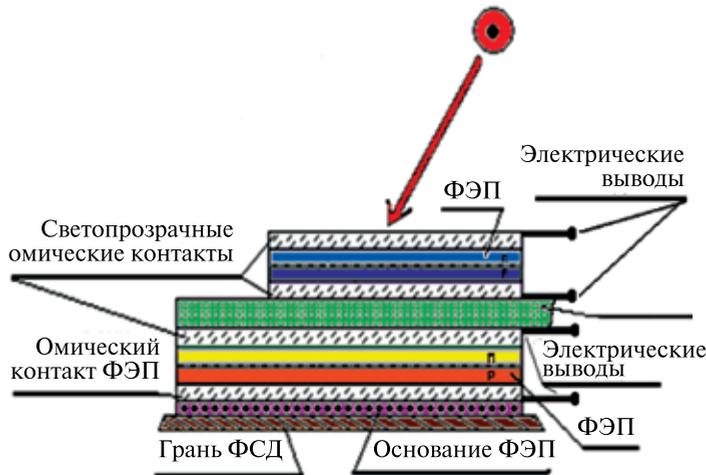


Рис. 12. Фрагмент солнечной панели из каскадных элементов, выращенных по обе стороны прозрачной подложки из сапфира

прибором своей функции. Важно другое (общее): АФСД с солнечными панелями из каскадных полупроводниковых элементов и фотодатчиками, размещенными непосредственно на лицевых сторонах тем или иным способом, в принципе будет иметь минимальные объем и массу при прочих равных других для прибора условиях (см. таблицу).

Сравнение основных характеристик аналогового солнечного датчика ТНО и фасеточного солнечного датчика ИКИ РАН

Сравниваемые характеристики и параметры	Автономный аналоговый солнечный датчик ТНО	Автономный фасеточный солнечный датчик ИКИ РАН
Габариты, мм	40×60×20	24×24×16
Масса, г	80	40

Сравниваемые характеристики и параметры	Автономный аналоговый солнечный датчик TNO	Автономный фасеточный солнечный датчик ИКИ РАН
Рабочая температура, °С	<90	100
Максимальная температура, °С	90	350
Материал элементов солнечной батареи	GaAs/Ge	InGaAlP/GaAs
Выходное напряжение элемента солнечной батареи, В	1,0	2,68
КПД солнечной батареи, %	18,5	33,0
Мощность солнечной батареи (Вт) при угле:	0°	>0,65
	45°	0,2
	90°	>0,15
Материал солнечного датчика	Si	GaN
Поле обзора солнечного датчика, град	90×90	180×180
Нелинейность по полю обзора, град	<1,0	<0,5
Точность — разрешение по полю обзора, град	<0,2	<0,1

Заключение

Автономный фасеточный солнечный датчик в отличие от автономного солнечного датчика камерного типа (см. рис. 2 и таблицу) может эффективно решать задачи обзора световых полей размерами от $120 \times 120^\circ$ до $180 \times 180^\circ$, имея лучшие параметры, чем у прибора организации TNO в части объема и массы.

Практическая значимость автономного фасеточного солнечного датчика заключается в его мобильности и высокой надежности. Достаточно установить на космическом аппарате или около него такой автономный прибор, чтобы он сразу выполнил через согласованный или базовый интерфейс свои функции. Автономный фасеточный солнечный датчик перспективен для любых видов космических аппаратов. Благодаря уникальным возможностям обзора больших размеров световых полей с целью определения направления на Солнце, своей автономности, мобильности, повышенному ресурсу работы, ультрамалой массе и объему, оптимальному отношению цена/качество он актуален при решении многих задач на или около поверхности планет Солнечной системы, в том числе и на Земле.

Литература

1. Глазков В.Д., Котцов В.А. Фасеточные датчики солнечной ориентации // Всерос. научно-технич. конф. «Современные проблемы определения ориентации и навигации космич. аппаратов»: Сб. тр. Россия, Таруса, 22–25 сентября 2008. М.: ИКИ РАН, 2009. С. 136–145 (Сер. «Механика, управление и информатика»).
2. Van Breukelen E. D., Bonnema A. R., Ubbels W. J., Hamann R. J. Delfi-C3: Delft University of Technology's Nanosatellite // Proc. 4S Symp.: Small Satellites, Systems and Services. 25–29 Sept. 2006, Chia Laguna, Sardinia, Italy (ESA SP-625, Nov. 2006).
3. Котцов В.А., Глазков В.Д. Солнечный датчик с интеллектуальными способностями // Космич. приборостроение. Координатно-временные системы с использованием кос-

- мич. технологий. Приборы для космич. исследований планет и Земли: Сб. тр. по результатам выездного семинара. Россия, Таруса, 7–9 июня 2006 / Под ред. Р. Р. Назирова. М.: ИКИ РАН, 2007. С. 114–119.
4. *Глазков В. Д.* Устройство сопряжения приемопередатчика с магистральной линией. Авт. св-во № 1799224. МКИ 5 Н 04 В 3/50. Зарегистрировано: Государственный реестр изобретений СССР, 08.10.1992.
 5. *Алферов Ж. И., Андреев В. М., Румянцев В. Д.* Тенденции и перспективы развития солнечной энергетики // *Физика и техника полупроводников*. 2004. Т. 38. Вып. 8. С. 935–967.
 6. *Андреев В. М.* Гетероструктурные солнечные элементы // *Физика и техника полупроводников*. 1999. Т. 33. Вып. 9. С. 1035–1038.
 7. *Бланк Т. В., Гольдберг Ю. А.* Полупроводниковые фотоэлектрические преобразователи для ультрафиолетовой области спектра // *Физика и техника полупроводников*. 2003. Т. 37. Вып. 9. С. 025–1055.

AUTONOMOUS FASET SUN SENSOR

V. D. Glazkov

Space Research Institute (IKI RAN), Moscow

The work outlines the main features of schemes for constructing autonomous facet solar sensor. A comparison of the chamber and the tubeless option schemes solar sensors are shown and their advantages and disadvantages. Selected one of the ways to further improve the tubeless option, which is to create on the faces of the faceted structure of two layers of photodiodes with different functions: a solar sensor on a substrate transparent to light — the top layer, and solar cell power generator — the bottom layer, which reduces the volume and weight unit and increase its reliability. The desired result is achieved by the formation of a vertical cascade composition of the thin strip of photodiodes that are sensitive in different spectral bands in the electromagnetic solar spectrum.

Keywords: spacecraft, autonomous solar sensor, photodiode, cascading converters of solar energy.

Glazkov Vyacheslav Danilovich — Senior Researcher, PhD. E-mail: vdglazkov@gmail.com, glazkov@nserv.iki.rssi.ru.

ФАСЕТОЧНЫЕ СОЛНЕЧНЫЕ ДАТЧИКИ И ИХ ВОЗМОЖНОСТИ

В. Д. Глазков

*Учреждение Российской академии наук
Институт космических исследований РАН (ИКИ РАН), Москва*

Изложены концепция и основные аспекты строительства фасеточного солнечного датчика, описан принцип его работы. Бескамерный дизайн, отсутствие оптики, минимум фотоэлектрических преобразующих элементов, эффективное использование их чувствительных поверхностей разных форм, возможность определения направления на Солнце без потребления электроэнергии — характерные черты фасеточных солнечных датчиков. Это позволяет создавать надежные бортовые приборы ориентации на Солнце, имеющие широкое поле обзора, высокую производительность, ультрамалые массу и размеры. Показаны способы снижения влияния солнечного отраженного света на результаты измерений фасеточного солнечного датчика и увеличения его разрешения в пределах поля обзора. Представлены основные возможности, которыми наделены фасеточные солнечные датчики.

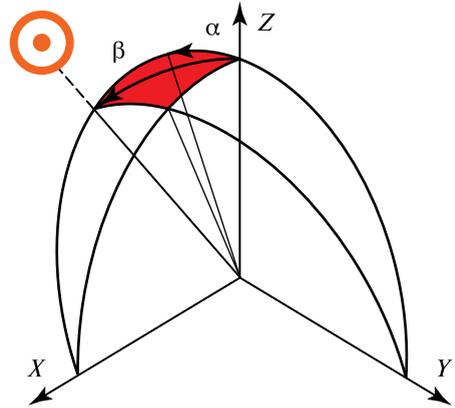
Ключевые слова: солнечный датчик система технического зрения, фотоэлектрический преобразователь, поле зрения, ориентация, навигация, космический аппарат.

Современный аналоговый солнечный датчик (АСД) — это статическая (без подвижных частей) система технического зрения (СТЗ) — прибор ориентации на Солнце [1]. Есть четыре характеристики, описывающие аналоговые солнечные датчики. Характеристики не являются независимыми, поэтому они не могут быть установлены свободно. Компромиссы необходимы при определении солнечного датчика, в зависимости от оперативной миссии КА. Эти характеристики можно резюмировать следующим образом:

- *поле зрения* — максимальное отклонение вектора Солнца от оптической оси датчика, которое можно зарегистрировать по двум осям посадочной плоскости АСД; у солнечного датчика поле зрения — прямоугольник, оно не должно быть круговым конусом; кроме того, могут быть разные диапазоны чувствительности и точности по плоскостям, в которых измеряются два направления на Солнце;
- *линейный диапазон* — угловой диапазон, где выходной сигнал датчика линейно пропорционален отклонению проекции Солнца в плоскости измерения;
- *нелинейность* — максимальное отклонение любой точки из возможной прямой линии, проходящей через все точки линейного диапазона;
- *точность* — минимальное значение случайной ошибки, которая не может быть предусмотрена и компенсирована.

Работая в оптическом диапазоне электромагнитных волн, АСД определяет по излучению направление на центр видимого диска Солнца значениями величин углов α и β с допустимым разрешением в пределах поля обзора датчика

Рис. 1. Поле обзора солнечного датчика: XYZ — приборная система координат, материализованная посадочным местом солнечного датчика; XY — посадочная плоскость солнечного датчика



относительно приборной системы координат XYZ , материализованной посадочным местом прибора, размещенного на космическом аппарате (КА).

Поле обзора АСД — прямоугольник, образованный линейными отклонениями углов α и β , отсчитываемых от приборной оптической оси Z (нулевая ось) в градусах (рис. 1). Схема отсчета значений углов α и β представлена на рис. 2.

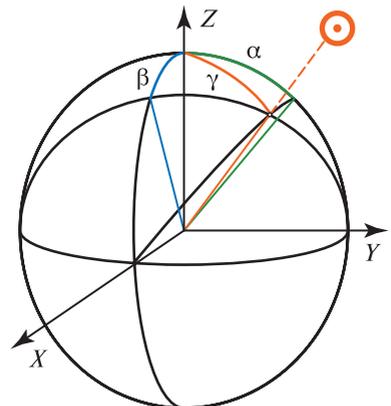
В пределах поля обзора АСД возможны разные угловые разрешения α и β . Под разрешением понимается допустимая величина результирующей ошибки измерения углов α и β , включающей систематическую и случайную составляющие. Максимально возможные величины сторон углового поля обзора АСД относительно Z составляют для углов α и $\beta \pm 90^\circ$, если посадочное место на фундаментальной плоскости прибора YX непрозрачно и нет других затеняющих свет элементов.

Аналоговые солнечные датчики бывают камерными и бескамерными СТЗ, но всегда объемными конструкциями. Фасеточный солнечный датчик (ФСД) — разновидность СТЗ бескамерного типа. В отличие от АСД камерного типа, частично имитирующих работу глаза человека, ФСД альтернативны по своему построению, так как моделируют в определенной степени конфигурацию нейросуперпозиционного фасеточного глаза насекомых, ракообразных и некоторых других беспозвоночных.

Фасеточные солнечные датчики — это наборы функционально взаимосвязанных между собой фотоэлектрических преобразователей (ФЭП), расположенных на гранях моноблочной или распределённой фасеточной конструкции, и устройств обработки их фототоков по определённому алгоритму [2].

В ФСД не обязательны элементы собирающей и преломляющей оптики. ФСД привлекательны тем, что позволяют строить

Рис. 2. Схема отсчета значений углов α и β : α — угол между плоскостью XZ приборной системы координат и плоскостью, проходящей через ось X и направление на Солнце. Положительному углу α соответствует отрицательная проекция направления на Солнце на ось Y ; β — угол между плоскостью YZ и плоскостью, проходящей через ось Y и направление на Солнце. Положительному углу β соответствует положительная проекция направления на Солнце на ось X ; γ — угол между осью Z и направлением на Солнце



предельно дешёвые миниатюрные быстродействующие высоконадежные бортовые СТЗ с малыми значениями величин массы, объема и электропотребления. Это реально при наличии мощного излучения от Солнца и тонкослойных ФЭП, составляющих большую часть ФСД. С помощью ФСД возможно относительно простое решение задачи обзора небесной полусферы с требуемой точностью отсчетов углов α и β .

Аналоговые солнечные датчики используют ФЭП в различных исполнениях в виде фоторезисторов и фотодиодов (ФД). В настоящее время фоторезисторы в ФСД практически не находят применения из-за их нелинейной преобразующей характеристики «свет — сигнал». Современные ФД — тонкослойные полупроводниковые элементы — в ФСД выполняют функции регистрации и преобразования падающего на них излучения в фототок.

Любое физическое тело, в том числе и ФД, отражает, поглощает, рассеивает и пропускает определённые спектральные составляющие падающего на него излучения. Некоторая абсорбируемая ФД часть света преобразуется в электрический ток — исходный сигнал устройств их обработки. Для ФСД целесообразен фотогальванический режим работы приемника — без напряжения смещения, когда его внутренние шумы минимальны, а удельная обнаружительная способность (D^*) тонкослойного фотодиода максимальна. От этого зависит разрешение по полю обзора прибора. Кроме того, желателен так называемый режим генератора тока — «короткого замыкания», когда внутреннее сопротивление ФД во много раз больше сопротивления нагрузки, — для достижения более линейной пропорции между фототоком и падающим лучистым потоком. Фотодиод в режиме генератора тока имеет, к тому же, более высокое быстродействие.

Работа ФД может быть представлена «вольт-амперной» зависимостью выходного напряжения от фототока и его апертурной (угловой) характеристикой (АХ). В режиме «короткого замыкания» выходное напряжение ФД стремится к нулю и оно не является главным, но влияет на быстродействие прибора, увеличивая его. Важен фототок ФД, который определяется не только значением величины падающего излучения, но и физическими свойствами полупроводниковой диодной структуры, формой её чувствительной поверхности. Следует особо отметить, что ток «короткого замыкания» не зависит от температуры, если пренебречь незначительным эффектом, вызванным изменениями времени жизни носителей в структуре и сопротивлением контактов фотодиода.

Апертурная характеристика — изменение величины выходного тока от угла падения лучистого потока на светочувствительную поверхность ФД. Она различна у ФД с отличными видами у приемников этих поверхностей. Именно форма светочувствительной поверхности фотоприемника является главной составляющей и основой в ФСД, влияющей на конечные результаты его работы при решении задач по ориентации и навигации КА. Плоская, цилиндрическая и сферическая формы — основные классические виды светочувствительных поверхностей ФД. Их АХ представлены на рис. 3–5 (см. с. 163–165).

Апертурная характеристика фотодиода, у которого плоская форма чувствительной поверхности, симметрична относительно нулевой оптической оси, а величина его фототока изменяется от угла падения лучистого потока по закону косинуса инвариантно вдоль плоскостей XZ и YZ (см. рис. 3.) В этом уникальность плоского (планарного) фотоэлектрического диодного преобразователя.

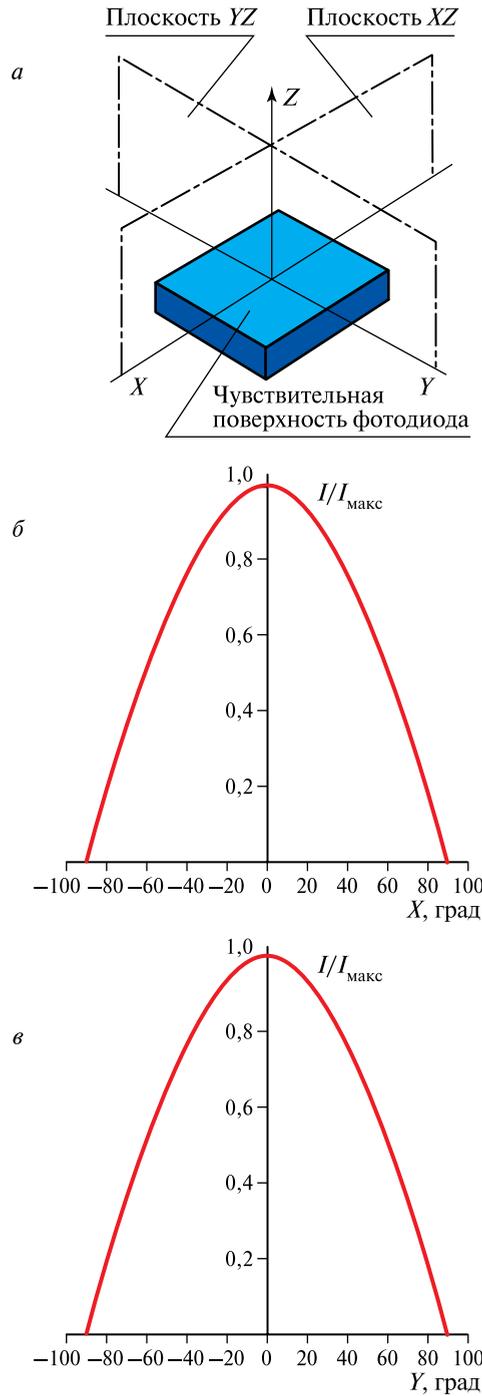


Рис. 3. Апертурные характеристики фотодиода с плоской формой чувствительной поверхности: *а* — ориентация фотодиода в системе координат XYZ ; *б* — AX фотодиода в плоскости XZ ; *в* — AY фотодиода в плоскости YZ

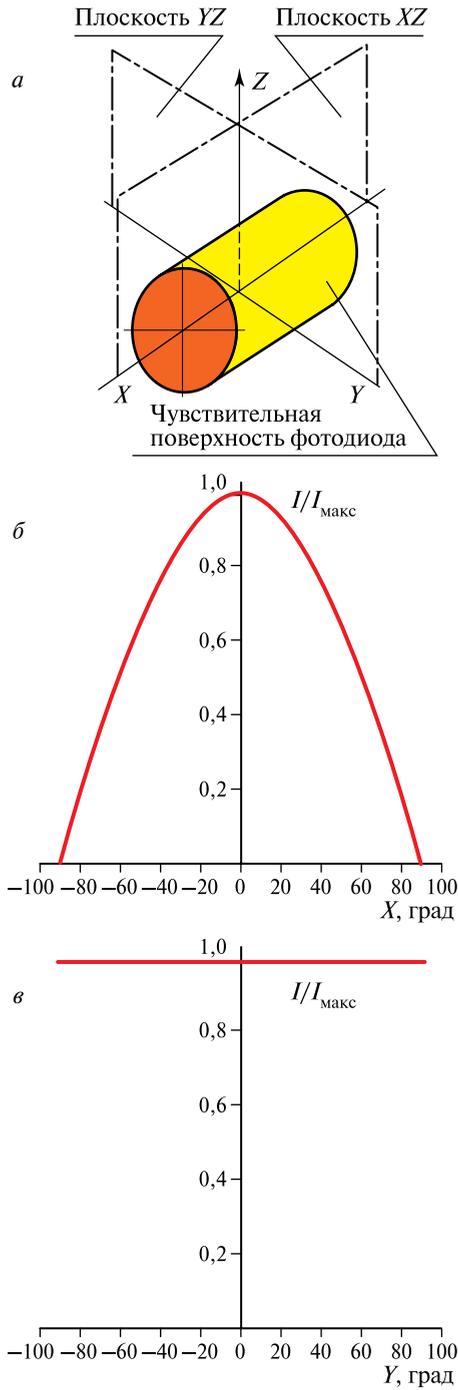


Рис. 4. Апертурные характеристики фотодиода с цилиндрической формой чувствительной поверхности: *a* — ориентация ФД в системе координат *XYZ*; *б* — АХ фотодиода в плоскости *XZ*; *в* — АХ фотодиода в плоскости *YZ*

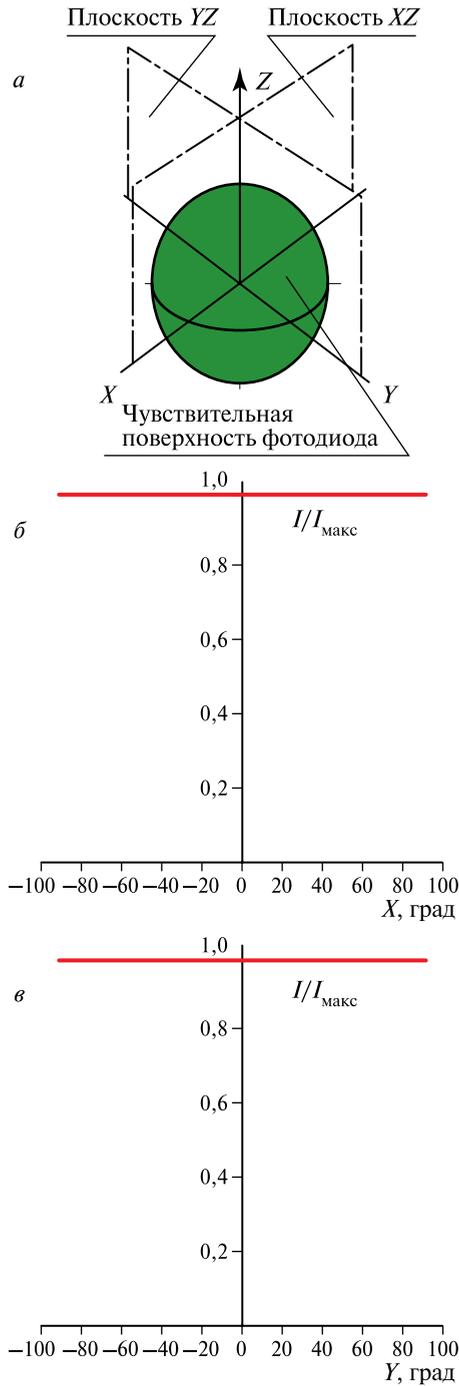


Рис. 5. Апертурные характеристики фотодиода со сферической формой чувствительной поверхности: *a* — ориентация ФД в системе координат XYZ; *б* — AX фотодиода в плоскости XZ; *в* — AX фотодиода в плоскости YZ

Апертурная характеристика фотодиода с цилиндрической формой чувствительной поверхности анизотропная. Она постоянна по величине фототока, по образующей цилиндра, но имеет косинусную зависимость от угла падающего излучения вдоль цилиндра относительно нулевой оси ФД (см. рис. 4.).

Апертурная характеристика ФД, имеющего сферическую форму чувствительной поверхности, характеризуется постоянством значения фототока, который не меняется от угла падения лучистого потока по всем её направлениям (см. рис. 5.).

Фотодиоды с плоской (планарной) формой светочувствительной поверхности (далее ПФД) — самые распространенные и доступные в настоящее время фотоэлектрические преобразователи света. Поэтому рассмотрим возможность построения фасеточных солнечных датчиков на основе ПФД.

Чтобы СТЗ могла регистрировать излучение Солнца, достаточно установить на посадочном месте прибора один ПФД — рис. 6. Наличие фототока на выходе ПФД за мертвой зоной (μ), в пределах его угла зрения, обычно считается выполнением поставленной задачи. Это почти 180° по углу α , так как всегда следует учитывать некоторое отличие АХ реального фотодиода от его идеальной модели, что, естественно, отражается на размерах угла зрения ПФД. Но в данном демонстрационном случае это не существенно. Определить направление на Солнце здесь невозможно.

Иначе вырисовывается картина в плоскости X или Y приборной системы координат, если, например, на гранях равнобедренной пирамиды, имеющих углы наклона α_0 относительно фундаментальной плоскости, устанавливаются два ПФД с одинаковыми параметрами (рис. 7а, см. с. 167). В этом случае, когда падающее солнечное излучение нормально к основанию трапеции, фототоки на каждом ПФД будут одинаковыми: $I_1 = I_2 = K \cos \alpha_0$, где коэффициент K равен мультипликативной смеси [3]: солнечной постоянной, квантовой эффективности, чувствительности и площади ПФД.

Если направление на Солнце изменяется на угол α , токи фотодиодов считаются как: $I_1 = K \cos(\alpha_0 + \alpha)$ и $I_2 = K \cos(\alpha_0 - \alpha)$, а разность токов ПФД будет равна $2K \sin(\alpha_0) \cdot \sin(\alpha) = C \sin(\alpha)$, где постоянная C определяется физическими свойствами полупроводниковой структуры фотодиодов. Такой представляется схема измерения ФСД углового направления на Солнце. В электрическом плане оно определяется суммой разностных фототоков ПФД 1 и ПФД 2, установленных на гранях трапеции. Как видно на рис. 7б, максимальный диапазон угловых измерений равен 90° с вычетом α_0 и мертвой зоны (μ) планарного фотодиода в каждом направлении от нормали. За пределами диапазона измерение не возможно.

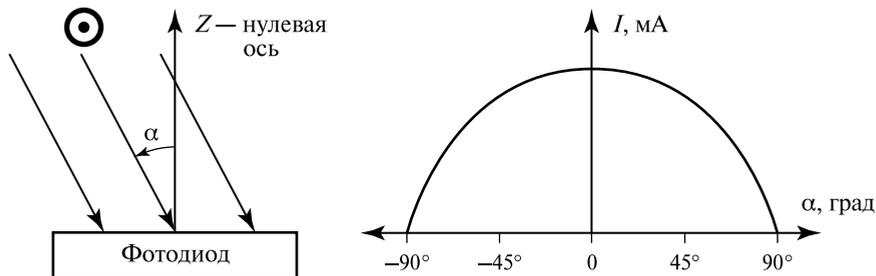


Рис. 6. Схема регистрации ФСД излучения Солнца: α — угол падения лучистого потока на поверхность ПФД

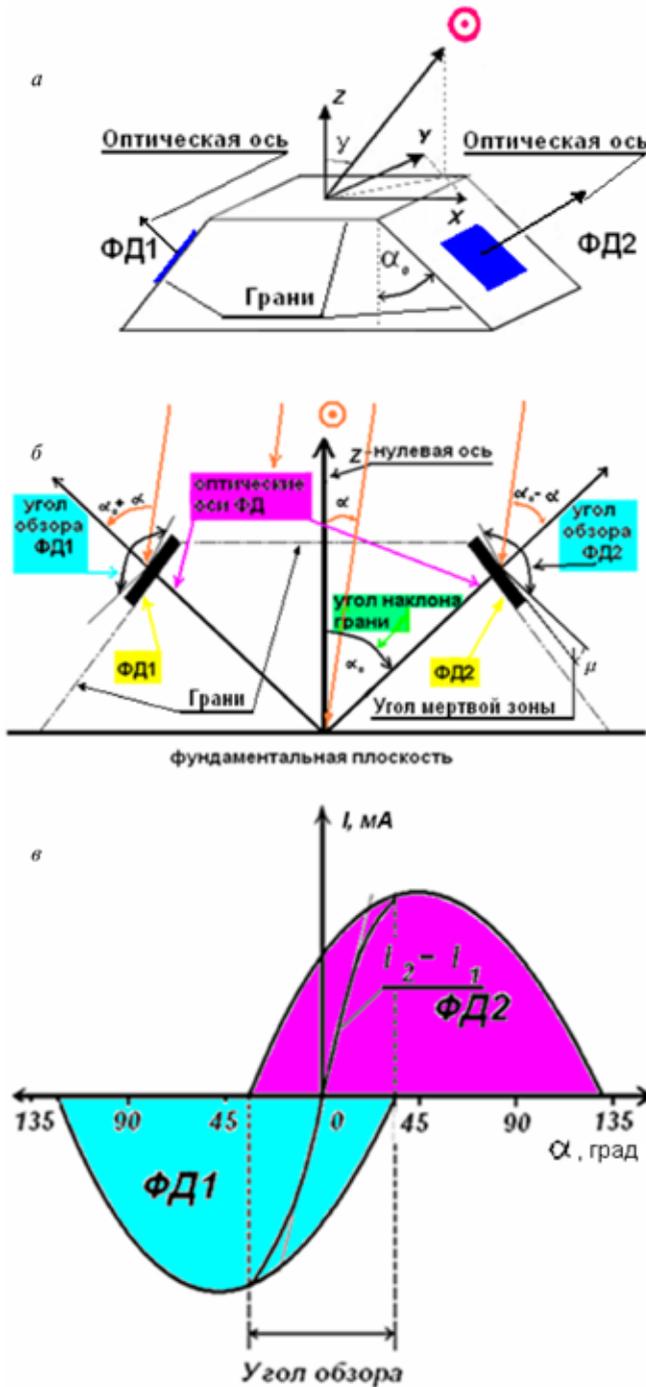


Рис. 7. Схемы измерения ФСД углового направления на Солнце: *a* — схема расположения двух диодов ФСД в системах координат; *б* — схема определения различных углов в ФСД; *в* — апертурные характеристики ФД1, ФД2 и разности их фототоков

При небольших угловых наклонах Солнца у включенных встречно ПФД разностная величина тока имеет практически линейную зависимость от угла α (рис. 7в), но с его увеличением процент ошибки измерений — α_E растёт, так как $\alpha_E = \{[\alpha - \sin(\alpha)]/\sin\alpha\} 100 \%$. Например, когда α составляет 10° , то процент ошибки равен 0,465 %, а для значения α в 20° α_E — уже 2,02 % и т. д. Однако этот процесс роста нелинейности разностной величины фототока пары ПФД, в пределах определённого диапазона, можно остановить, например, двумя способами: коррекцией пути светового потока или изменением форм и площадей fotocувствительных поверхностей ПФД 1 и ПФД 2, а также их сочетанием.

Первый способ — коррекция пути светового потока — реализуется введением в схему ФСД пассивных оптических корректоров, размещаемых на гранях трапеции, а второй — подключением к каждому ПФД одного или нескольких фотодиодов, но расположенных под другими углами α_0 , которые несколько видоизменяют результирующие формы и площади уже комбинированных приемных устройств излучения. В электрическом плане — это просто сумма всех однонаправленных фототоков ПФД, размещённых на каждой грани усечённой пирамиды. Именно в предварительной коррекции АХ фотодиодов до их суммирования заключена суть реализации ФСД с квазилинейной зависимостью выходных показаний от угла α . Так выглядит одна из возможностей ФСД в части построения линейных по углу обзора СТЗ, пределы углового диапазона которых зависят от допустимой ошибки определения направления на центр видимого диска Солнца. Следует отметить (см. рис. 7в), что ФСД имеет больший угол зрения, чем камерные АСД, у которых он существенно меньше 180° , как правило, не более 120° .

Особенностью ФСД являются ограниченные возможности применения такого параметра камерных СД как «номинальный фактор масштаба» — отношение максимального значения фототока ПФД, в пределах линейного диапазона угла α , к сумме значений токов пары фотодиодов. Это существенно меняет подход к схемам построения ФСД.

Классический ФСД в виде моноблочной конструкции при его работе по двум углам α и β — это равнобедренная усечённая четырехгранная пирамида [3], где на гранях установлены ПФД, пары чувствительных поверхностей которых расположены ортогонально друг к другу в плоскостях XZ и YZ (рис. 8). Здесь в пределах поля обзора ФСД фототоки ПФД зависят уже от произведения двух косинусов углов — α и β — одновременно.

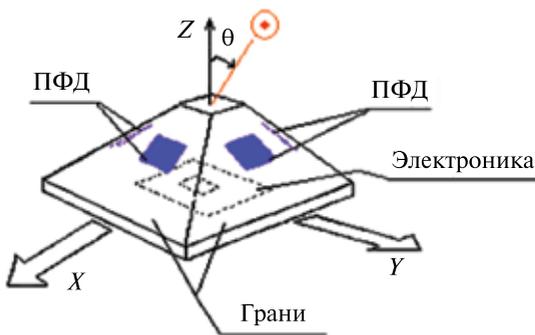


Рис. 8. Вид моноблочной конструкции ФСД

Тень или сторонняя засветка — не допустима для АСД. В полной тени он просто не работает. Частичное затенение или засветка отдельных фотодиодов прибора искажает выходные результаты — угловые пространственные характеристики лучистого потока от Солнца. Используя селективные способы борьбы с засветками фотодиодов, можно существенно ослабить их влияние.

Из селективных способов устранения засветок ПФД сторонними источниками излучения, которые целесообразны в ФСД, можно указать следующие: угловое частичное затенение сторон поля зрения прибора диафрагмой и использование спектрзональных ПФД.

Первый способ не требует пояснений и находит широкое применение в АСД. Основу второго способа, изложенного в работе [2], составляет учет постоянства плотности потока излучения от Солнца в диапазоне длин волн электромагнитного спектра от 0,2 до 4,0 мкм, специфических различий спектров излучения планет и применение спектрзональных ПФД в ФСД.

Известно, что полное исчезновение планеты как излучающего небесного тела происходит в теллурических полосах спектров планет. Для Земли — основного источника сторонней засветки ФСД — подходящие из этих полос имеют длины волн: 0,23...0,29 мкм (озон); 1,35...1,41 мкм (H_2O); 1,8...1,9 мкм (H_2O , CO_2); 2,57...2,77 мкм (H_2O , CO_2). Следовательно, выбирая для ФСД фотоприемники, чувствительные только в перечисленных полосах солнечного электромагнитного спектра, можно практически полностью исключить влияние засветок от Земли на результаты работы ФСД.

Другой возможностью ФСД считается простота построения СТЗ, имеющих различные по площади поля обзора. На рис. 7 и 8 видно, что, меняя углы наклона граней α_0 в определённых пределах линейного диапазона ФСД, можно решить данную задачу не без особых трудностей. Следует помнить, что с увеличением углов наклона граней α_0 быстро падает разрешение по полю обзора ФСД. Такой путь решения задачи часто не пригоден, когда необходимо обозреть, например, небесную полусферу без заметного ухудшения разрешения. Но и здесь есть способ решения этой задачи, который заключается в установке друг на друга нескольких пирамид, имеющих разные наклоны граней у каждой из них. Это позволяет создавать ФСД с различными полями обзора, вплоть до полусферы, и необходимое угловое разрешение сохраняется в пределах реализуемого поля обзора.

Важной особенностью ФСД следует считать возможность создания СТЗ автономного типа, имеющего указанные уникальные параметры. Перечислим основные особенности ФСД автономного типа.

Сам по себе ФСД не требует внешнего электропитания. Вполне достаточно энергии Солнца, чтобы получить информацию о направлении его излучения. Однако для устройств обработки фототоков ПФД, аналого-цифрового преобразователя формы представления результатов измерений и функциональных элементов интерфейса АСД с КА обычно необходимо внешнее (стороннее) электропитание, что часто неразумно при наличии мощного источника постоянной энергии — Солнца. Куда эффективней со всех точек зрения иметь АСД автономного типа, где есть свой собственный источник электропитания, собранный на основе солнечных элементов. Такие автономные АСД появились, но все они пока камерного типа [4].

Предлагаемые автором ФСД автономного типа обладают возможностью устранения двух недостатков, свойственных таким АСД: первый недостаток — завышенный объем АСД, который требуется для размещения плоской солнечной батареи, второй — плоская (планарная) солнечная батарея. Она менее предпочтительна, чем многогранная, с точки зрения различия их полей зрения. Многогранная солнечная батарея в пределах всей небесной полусферы всегда «видит»

Солнце и, следовательно, постоянно обеспечивает электроэнергией АСД. В этом отношении ФСД из-за своей фасеточной формы находится в более выгодном положении, чем АСД камерного типа, особенно когда необходимо анализировать большие поля обзора АСД. Но характерной чертой предлагаемого ФСД автономного типа является возможность применения в приборе двух различных типов ФЭП, штабелированных на его гранях по вертикали, когда верхние фотодиоды используются как солнечный датчик, а нижние фотоэлектрические преобразователи (они могут быть как однослойными, так и многослойными) выполняют функции солнечного электрогенератора. Вся специфика заключается в том, что эти типы ФЭП работают в различных спектральных полосах электромагнитного диапазона длин волн, в отличных друг от друга режимах, гальванически развязаны между собой и исполняют разные функции.

Имеется ещё одна интересная возможность — создание на основе ФСД приборов ориентации на Солнце с повышенным разрешением в пределах поля обзора без существенного увеличения их масс и объемов. Рассмотрим варианты реализации такой возможности.

Есть два варианта решения задачи. Первый вариант: некоторое увеличение углового разрешения ФСД вследствие оптимизации форм светочувствительных поверхностей ФД (см. выше). Второй вариант (более эффективный в части получения повышенного разрешения): создание гибрида — композиции ФСД и АСД камерного вида. Разрез конструкции одной грани гибридного прибора показан на рис. 9.

Гибридный прибор состоит из ФСД и камерных АСД (количество которых зависит от числа граней ФСД), размещённых на внутренних сторонах его граней (см. рис. 9) и отделённых от ФСД непрозрачными диафрагмами (масками) со щелями в них. В таком приборе ФСД определяет направление на Солнце с относительно невысоким разрешением и одновременно формирует управляющие сигналы, необходимые нижним камерным АСД, которые уточняют направление на Солнце с высоким разрешением через щели диафрагм, разделяющих ФСД и камерные АСД.

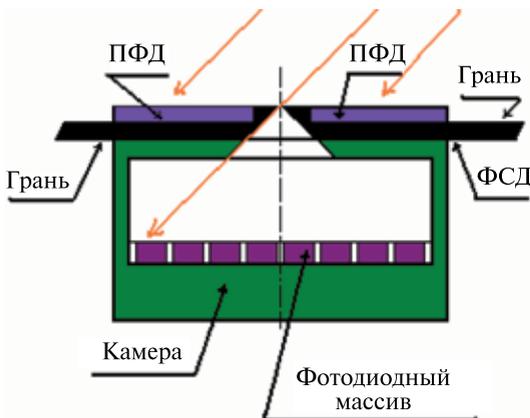


Рис. 9. Фрагмент композиции ФСД и АСД камерного типа. Вид разреза вдоль одной грани прибора ориентации на Солнце

Это решение привлекательно тем, что АСД камерного типа создаются на основе небольших фотодиодных массивов. В каждый момент времени работает только одна дифференциальная пара фотодиодов в массиве, а остальные пассивны. Съём фото-токов с работающей пары фотодиодов происходит под управлением сигналов от ФСД. Такое построение позволяет задействовать внутренние стороны граней и эффективно использовать имеющийся объём ФСД, без его дополнительного увеличения, сохраняя возможность построения

автономного прибора ориентации на Солнце. Вот далеко не полный перечень возможностей, которыми обладает ФСД.

Если взять за единицу измерения главный функциональный элемент — фотодиод, то ФСД на 90 % состоит из ФД. Следовательно, успех создания высоконадежного, с большим ресурсом работы в космосе ФСД в первую очередь определяется выбором материала для ФД. Это обусловлено специфическими условиями работы в космосе и отсутствием защиты ФД от агрессивной окружающей среды. Подтверждением тому может служить продолжительность работы солнечных элементов, выполненных на основе Si- и GaAs-полупроводников, генерирующих для КА электроэнергию. Из-за относительно быстрой деградации во времени эти материалы с трудом подходят для фотоэлектрических преобразователей ФСД. Однако всё относительно.

Фотодиоды на основе «широкозонных» полупроводниковых материалов (GaP, 6H-SiC, 4H-SiC, GaN, BN, C-алмаз, AlN и др.) более тепло- и радиационноустойчивы, стабильно и продолжительно функционируют в условиях космоса. Они представляют собой *p-n*-структуры и барьеры Шоттки, технология их изготовления освоена российской промышленностью, налажен выпуск элементов и массивов различных размеров и профилей. Такие ФД подходят для ФСД. Область их чувствительности находится в ультрафиолетовой зоне солнечного излучения.

Ультрафиолетовые ФД наиболее стойки к космическим спецэффектам, способны работать в широком интервале как положительных, так и отрицательных температур, обладают большим динамическим диапазоном, а их параметры не изменяются после длительного воздействия повышенной засветки. Кроме того, например, ФД на основе полупроводниковых нитридов могут иметь резкий длинноволновый порог чувствительности в любом месте ультрафиолетовой области излучения Солнца.

Максимальные значения токовой чувствительности ФД на основе нитридов соответствуют квантовой эффективности 0,7...0,9, что близко к теоретическому пределу. Аналогичное (предельное) положение наблюдается и с величиной постоянной времени «широкозонных» ФД, особенно с барьерами Шоттки, определяемой RC -цепью и находящейся в наносекундном диапазоне, поэтому ФСД мгновенно реагируют на внешнее воздействие, что позволяет создавать приборы, работающие в реальном масштабе времени. Остается лишь за счет дальнейшего совершенствования исходных материалов для фотоприемников подойти к теоретическому пределу по их D^* [5], но, это не является определяющим для ФСД. При наличии современных, так называемых «солнечно-слепых» ФД (отсутствие чувствительности фотоприемника к видимому и инфракрасному излучению Солнца), т. е. когда нет сторонних засветок, вопрос совершенствования ФСД в настоящее время определяется, по существу, схемотехническим уровнем.

В заключение перечислим отмеченные выше возможности ФСД:

- 1) использование фотодиодов с различной формой светочувствительной поверхности;
- 2) проведение коррекции пути лучистого потока и форм светочувствительных поверхностей фотодиодов;
- 3) устранение влияния сторонних засветок фотодиодов на результаты работы датчика;
- 4) получение различных полей обзора путем выбора угла наклона граней;

- 5) работа в реальном масштабе времени;
- 6) определение направления на Солнце только за счёт его лучистой энергии;
- 7) достижение больших полей обзора;
- 8) построение автономных датчиков;
- 9) создание солнечных датчиков с высоким разрешением в пределах поля обзора;
- 10) реализация предельно дешёвых мобильных миниатюрных быстродействующих высоконадёжных бортовых приборов ориентации на Солнце, имеющих малые величины массы, объема и электропотребления, обладающих повышенным ресурсом работы в космосе.

Итак, показано, что по совокупности приведённых возможностей ФСД является перспективным прибором нового поколения, идущего на смену существующим АСД. Он особенно актуален для нано-, микро- и малых КА. Реализация ФСД и замена ими приборов ориентации на Солнце прошлого столетия стала реальной благодаря как технологическому прогрессу получения новых полупроводниковых материалов, так и освоению и производству в России фотодиодов на их основе. В ближайшее время следует ожидать появления новых оригинальных технических решений в совершенствовании ФСД, так как его бескамерный дизайн находится на начальной стадии становления.

Литература

1. Черемухин Г. С. Приборы ориентации на Солнце. М.: Техпромиздат, 1998. 342 с.
2. Глазков В. Д., Котцов В. А. Фасеточные датчики солнечной ориентации // Всерос. научно-технич. конф. «Соврем. проблемы определения ориентации и навигации космич. аппаратов». Россия, Таруса, 22–25 сент. 2008: Сб. тр. М.: ИКИ РАН, 2009. С. 136–145 (Сер. «Механика, управление и информатика»).
3. Котцов В. А., Глазков В. Д. Солнечный датчик с интеллектуальными способностями // Космич. приборостроение. Координатно-временные системы с использованием космич. технологий. Приборы для космических исследований планет и Земли. Россия, Таруса, 7–9 июня 2006.: Сб. тр. по результатам выездного семинара / Под ред. Р. Р. Назирова. М.: ИКИ РАН, 2007. С. 114–119.
4. Van Breukelen E. D., Bonnema A. R., Ubbels W. J., Hamann R. J. Delfi-C3: Delft University of Technology's Nanosatellite // Proc. 4S Symp.: Small Satellites, Systems and Services, 25–29 Sept., 2006, Chia Laguna, Sardinia, Italy (ESA SP-625, Nov. 2006).
5. Бланк Т. В., Гольдберг Ю. А. Полупроводниковые фотоэлектрические преобразователи для ультрафиолетовой области спектра // ФТП. 2003. Т. 37. Вып. 9. С. 1025–1055.

FACET SOLAR SENSORS AND THEIR CAPABILITIES

V. D. Glazkov

Space Research Institute (IKI RAN), Moscow

Sets out the vision and the essence of the main aspects of construction facet solar sensor, described the principle of his work. Tubeless design, lack of optics, at least photoelectric transforming elements, the effective use of their sensitive surfaces of different shapes, the possibility of determining the direction of the sun without the

consumption of electricity — the characteristics of the facet solar sensors. This allows you to build robust on-board instruments for orientation to the Sun, having a wide field of vision, high performance, ultra low weight and dimensions. Showing ways to reduce the influence of solar reflected light on the results of measurements facet sun sensor and increasing its resolution within the field of vision. The main features vested facet solar sensors.

Keywords: facet solar sensor, vision system, a photodiode, a field review, orientation, navigation, spacecraft, sun.

Glazkov Vyacheslav Danilovich — Senior Researcher, PhD. E-mail: vdglazkov@gmail.com; glazkov@nsserv.iki.rssi.ru.

ОРБИТАЛЬНЫЙ ШИРОКОУГОЛЬНЫЙ АСТРОГРАФ ДЛЯ ПОЛУЧЕНИЯ ИЗОБРАЖЕНИЙ ВЫСОКОГО АСТРОМЕТРИЧЕСКОГО И ФОТОМЕТРИЧЕСКОГО РАЗРЕШЕНИЯ

М. С. Чубей¹, А. В. Бахолдин², Г. И. Цуканова², В. С. Пашков³

¹ Главная (Пулковская) астрономическая обсерватория РАН (ГАО РАН),
Санкт-Петербург

² Санкт-Петербургский государственный университет информационных
технологий, механики и оптики (СПбГУ ИТМО), Санкт-Петербург
³ Метрологический центр РОСНАНО, Москва

Рассмотрены широкоугольные трехзеркальные ортоскопические и квази-ортоскопические оптические системы длиннофокусных телескопов. Представлены варианты рассчитанных трехзеркальных объективов при различных значениях остаточной дисторсии, относительного отверстия главного зеркала и габаритов.

Ключевые слова: орбитальные телескопы, трехзеркальные оптические системы, расчет оптических систем.

Введение

Трудно не согласиться с утверждением, что схема проектируемого телескопа во многом зависит от поставленных наблюдательных задач и свойств приемника излучения [1]. Опыт и успехи в создании и использовании орбитального телескопа HUBBLE [2], разработанные и прошедшие стадию интеграции бортовой аппаратуры телескопы «Спектр-УФ» [3], GAIA [4] и телескопы для использования в экспериментах уже близкого будущего по проектам SNAP [5], JASMINE [6] и OBSS [7] и др. отражают практическое состояние мировой индустрии изготовления орбитальных телескопов, на стандарты которой необходимо ориентироваться в подготовке новых проектов.

Основные требования к оптическому оснащению практически во всех орбитальных проектах определяются критериями оптимизации аппаратуры по стоимости, по характеристикам точности, эффективности и ресурсу. В разработке телескопа для проекта «Орбитальная Звездная Стереоскопическая Обсерватория» (ОЗСО) [8] избраны критерии:

- 1) минимальная масса;
- 2) минимальные компоновочные размеры;
- 3) максимально возможное пространственное, фотометрическое и спектральное разрешение;
- 4) обеспечение калибровки и диагностики степени износа в процессе работы;

Чубей Маркиян Семенович — руководитель группы, ведущий научный сотрудник, кандидат физико-математических наук, E-mail: mchubey@gao.spb.ru.

Бахолдин Алексей Валентинович — кандидат технических наук, доцент, E-mail: bakholdin@aco.ifmo.ru.

Цуканова Галина Ивановна — кандидат технических наук, доцент, E-mail: ZukanovaGI@aco.ifmo.ru.

Пашков Виктор Семенович — главный эксперт, старший научный сотрудник, кандидат технических наук, E-mail: pashkov51@mail.ru.

- 5) предельно высокий уровень надежности работы системы регистрации объектов целевой программы и высокий «уровень интеллекта» бортовой автоматики, осуществляющей управление работой всех бортовых систем, подготовку и передачу потока научной или целевой информации наземному пункту управления.

Целевая программа ОЗСО [8] рассчитана на применение двух идентичных астрографов, установленных в окрестности Лагранжевых центров либрации L4 и L5 в системе «Солнце — барицентр системы „Земля+Луна“». Использование режима синхронной триангуляции и стереоскопии с базой $B = a\sqrt{3}$, где a — астрономическая единица, определяет основное отличие проекта ОЗСО от других планируемых проектов. Получить материал наблюдений объектов в диапазоне яркостей до предельных $24...25^m$, сопоставимый по научной ценности с таковым в выше цитированных проектах, возможно только при условии, когда оптические свойства астрографов, характеристики их системы регистрации и режимы их использования для получения прямых снимков программных областей неба обеспечивают возможность определить положение максимума центра интенсивности в изображении точечного источника с погрешностью в пределах $0,00062 \geq |\sigma_1| \geq 0,00012''$ по одиночной экспозиции. При наборе статистики в 10 измерений астрометрическая точность повысится еще примерно в три раза, — до уровня $\pm 0,0002 \leftrightarrow \pm 0,00004''$. При достижении этого уровня точности нижняя граница перспективы базы B для ОЗСО определится радиусом сферы $R = 1/0,0002 = 5000$ пк [8].

Мы опускаем здесь вопросы работы системы наведения и экспозиций, блестящее решение которых в работе телескопа HUBBLE открывает дорогу методу точечного наведения и удержания направления в течение времени экспозиции: основной целью настоящей статьи являлись изложение аргументов в пользу выбираемой оптической системы астрографа и его расчет.

ТРЕХЗЕРКАЛЬНЫЙ АСТРОГРАФ ОЗСО

Ограничения со стороны компоновочных условий диктуют ограничения по массе, требуют применения технологий изготовления облегченных оптических элементов и предъявляют особые требования к жесткости системы и к обеспечению ее бортовой юстируемости.

Новизна работы состоит в том, что трехзеркальная система с апертурой в 1 м и более в орбитальных условиях еще не имеет апробации, на отечественных предприятиях она пока не изготавливается ввиду технологических трудностей изготовления и отсутствия требуемого уровня организации и оснащения производства.

Между тем трехзеркальные системы с апертурой 2 м разрабатываются в проектах [5–7], система обретает статус перспективной, поскольку получить эффективное дифракционное изображение точечного источника по всему плоскому фокальному полю для предельно высокоточных геометрических и фотометрических измерений в угловом поле зрения порядка 1° возможно только в оптической схеме трех зеркал. Такое решение обуславливается и технологиями изготовления ПЗС и их мозаик на плоскости кристалла. Близкое к градусному угловое поле зрения

телескопа значительно эффективнее для решения задач обзоров и картографирования как неба, так и поверхностей планет, нежели поле с углом зрения в пределах $15'$.

Исследования и расчеты трехзеркальных систем получили интенсивное развитие в СССР в период «холодной войны», по логике которой результаты их не публиковались в зарубежной периодике, являясь будто бы поэтому «неизвестными» западному исследователю. Теоретические основы расчета трехзеркальных систем в России развиты и не уступают мировому уровню [9–15].

Астрограф требуется оснастить крупноформатной мозаикой ПЗС. Он предназначен для работы в дальнем космосе и может быть применен для получения изображений больших областей небесной сферы и участков поверхностей планет (включая Землю и Луну) с высоким разрешением. В этом состоит практическая ценность астрографа.

В настоящей работе проведены исследование, расчёт и сравнительный анализ трёхзеркальных систем с промежуточным изображением после отражения от двух зеркал, имеющих следующие оптические характеристики: относительное отверстие — 1:30, угловое поле зрения — $2\omega = 1^\circ$, фокусное расстояние — несколько десятков метров.

В центрированных трёхзеркальных системах с промежуточным изображением после двух зеркал (а только по этой схеме и может быть реализована малогабаритная система с относительным отверстием 1:30 и $2\omega = 1^\circ$) существует определённая зависимость между степенью исправления дисторсии, относительным отверстием главного зеркала и величиной экранирования входного зрачка.

Экранирование входного зрачка в системах данного типа происходит по двум причинам. Первое экранирование — это экранирование вторым зеркалом, как в системах Кассегрена и Ричи-Кретьена, которое не зависит от относительного отверстия и углового поля системы. Второе экранирование входного зрачка обусловлено промежуточным изображением. В зависимости от конструкции системы экранирование происходит или из-за отверстия в наклонном зеркале, расположенном после третьего зеркала, или из-за плоского зеркала, расположенного вблизи промежуточного изображения и ломающего оптическую ось третьего зеркала на 90° . Второе экранирование зависит прямо пропорционально от относительного отверстия и углового поля системы.

Очень важным параметром является также относительное отверстие главного зеркала, так как оно определяет трудность изготовления зеркала с высокой степенью точности и допуски на изготовление и сборку.

В нашей работе исследование проведено с целью получения оптимального варианта системы с исправленной абберацией дисторсии и приемлемыми значениями экранирования и относительного отверстия главного зеркала. Поскольку второе экранирование зависит от относительного отверстия, рассмотренные ранее системы с относительными отверстиями 1:10; 1:15 [13, 14] не могли быть использованы в качестве прототипов.

В работе рассмотрены только центрированные системы, работающие полным полем. В таблице приведены основные данные о системах: K_1 — диафрагменное число главного зеркала; d_1 — расстояние между первым и вторым зеркалами при $f' = 1$; d_2 — расстояние между вторым и третьим зеркалами при $f' = 1$; α_3 — линейное увеличение третьего зеркала; h_3 — отношение диаметра осевого пучка третьего

зеркала к диаметру входного зрачка; S_5 — коэффициент дисторсии 3-го порядка (если $S_5 = 7,27$, то при $2\omega = 1^\circ$ дисторсия составляет 0,03 %, если $S_5 = 5,29$, то 0,02 %); h_2 — экранирование по диаметру зрачка, вносимое вторым зеркалом; η — экранирование, вносимое промежуточным изображением при $2\omega = 1^\circ$.

Основные характеристики трехзеркальной оптической схемы астрографа

Номер варианта	K_1	d_1	d_2	α_3	h_3	S_5	h_2	η
1	2,2	-0,053	0,126	5,0	-0,35	6,3300	0,280	0,370
2	2,2	-0,052	0,130	4,9	-0,35	5,9800	0,286	0,380
3	2,2	-0,052	0,134	4,8	-0,35	5,6400	0,292	0,390
4	2,2	-0,051	0,138	4,7	-0,35	5,2900	0,299	0,400
5	2,2	-0,051	0,142	4,6	-0,35	4,9600	0,305	0,410
6	2,2	-0,053	0,126	4,6	-0,30	5,0700	0,280	0,480
7	2,0	-0,046	0,132	5,0	-0,35	5,1200	0,311	0,370
8	2,0	-0,046	0,136	4,9	-0,35	4,8200	0,317	0,380
9	2,0	-0,045	0,140	4,8	-0,35	4,5300	0,323	0,390
10	2,0	-0,045	0,144	4,7	-0,35	4,2400	0,329	0,400
11	2,0	-0,044	0,149	4,6	-0,35	3,9400	0,335	0,410
12	2,0	-0,046	0,132	4,6	-0,30	3,7900	0,309	0,480
13	1,8	-0,039	0,139	5,0	-0,35	4,0300	0,345	0,370
14	1,8	-0,039	0,143	4,9	-0,35	3,7800	0,351	0,380
15	1,8	-0,039	0,147	4,8	-0,35	3,5300	0,357	0,390
16	1,8	-0,038	0,152	4,7	-0,35	3,2700	0,363	0,400
17	1,8	-0,038	0,156	4,6	-0,35	3,0300	0,369	0,410
18	1,8	-0,039	0,139	4,6	-0,30	2,6300	0,341	0,480
19	1,6	-0,033	0,147	5,0	-0,35	3,0600	0,383	0,370
20	1,6	-0,033	0,151	4,9	-0,35	2,8400	0,389	0,380
21	1,6	-0,032	0,155	4,8	-0,35	2,6300	0,395	0,390
22	1,6	-0,032	0,160	4,7	-0,35	2,4100	0,401	0,40
23	1,6	-0,032	0,165	4,6	-0,35	2,1900	0,407	0,410
24	1,6	-0,033	0,147	4,6	-0,30	1,5800	0,378	0,480
25	1,4	-0,027	0,155	5,0	-0,35	2,1700	0,426	0,370
26	1,4	-0,026	0,159	4,9	-0,35	1,9900	0,432	0,380
27	1,4	-0,026	0,164	4,8	-0,35	1,8000	0,437	0,390
28	1,4	-0,026	0,169	4,7	-0,35	1,6100	0,443	0,400
29	1,4	-0,026	0,174	4,6	-0,35	1,4200	0,450	0,410
30	1,4	-0,027	0,156	4,6	-0,30	0,6100	0,420	0,480
31	1,2	-0,021	0,165	5,0	-0,35	1,3600	0,474	0,370
32	1,2	-0,021	0,169	4,9	-0,35	1,2100	0,480	0,380
33	1,2	-0,021	0,174	4,8	-0,35	1,0500	0,486	0,390

Номер варианта	K_1	d_1	d_2	α_3	h_3	S_5	h_2	η
34	1,2	-0,020	0,179	4,700	-0,35	0,8900	0,492	0,400
35	1,2	-0,020	0,184	4,600	-0,35	0,7200	0,498	0,410
36	1,2	-0,021	0,167	4,600	-0,30	-0,2750	0,467	0,480
37	1,2	-0,021	0,170	4,614	-0,31	-0,0006	0,473	0,466
38	1,2	-0,020	0,179	4,500	-0,32	0,0002	0,486	0,466

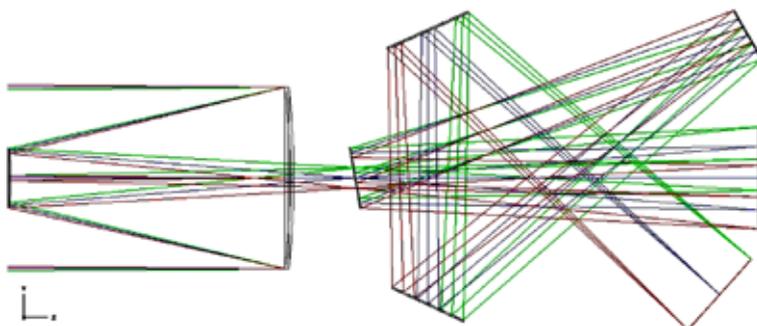


Рис. 1. Оптическая схема, система № 4

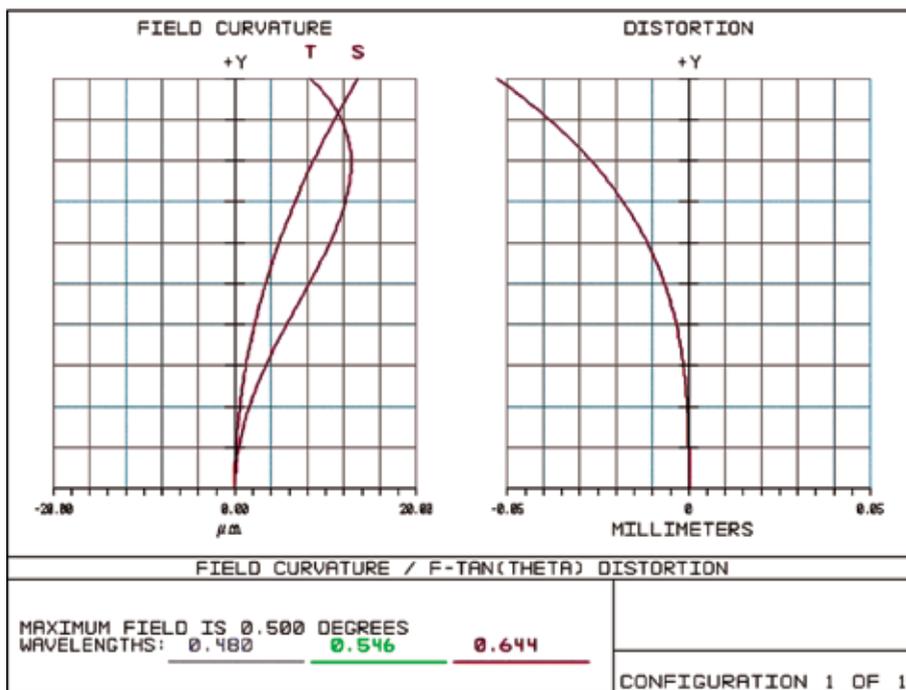


Рис. 2. Графики остаточных aberrаций кривизны изображения и дисторсии, система № 4

Из данных таблицы видно, что получить систему со строгим исправлением дисторсии при относительном отверстии главного зеркала 1:2,2 и экранированием, не превышающим 0,4, невозможно. Была рассчитана и оптимизирована система № 4 с коэффициентом дисторсии $S_5 = 5,29$ и экранированием порядка $\eta = 0,4$. Система показана на рис. 1 (см. с. 178). Её осевая длина при $f' = 30\,000,0$ мм составляет 4140 мм, дисторсия при $2\omega = 1^\circ$ равна 0,02 % (в линейной мере 0,053 мм), при $2\omega = 45'$ дисторсия равна 0,01 % (в линейной мере 0,022 мм). На рис. 2 (см. с. 178) представлены графики остаточных аберраций кривизны изображения (левый график) и дисторсии (правый график) (качество изображения дифракционное); на рис. 3 приведена частотно-контрастная характеристика системы.

На рис. 4–6 (см. с. 180) приведены данные расчета системы со строгой коррекцией дисторсии по всему полю $40'$, при фокусном расстоянии 30 м.

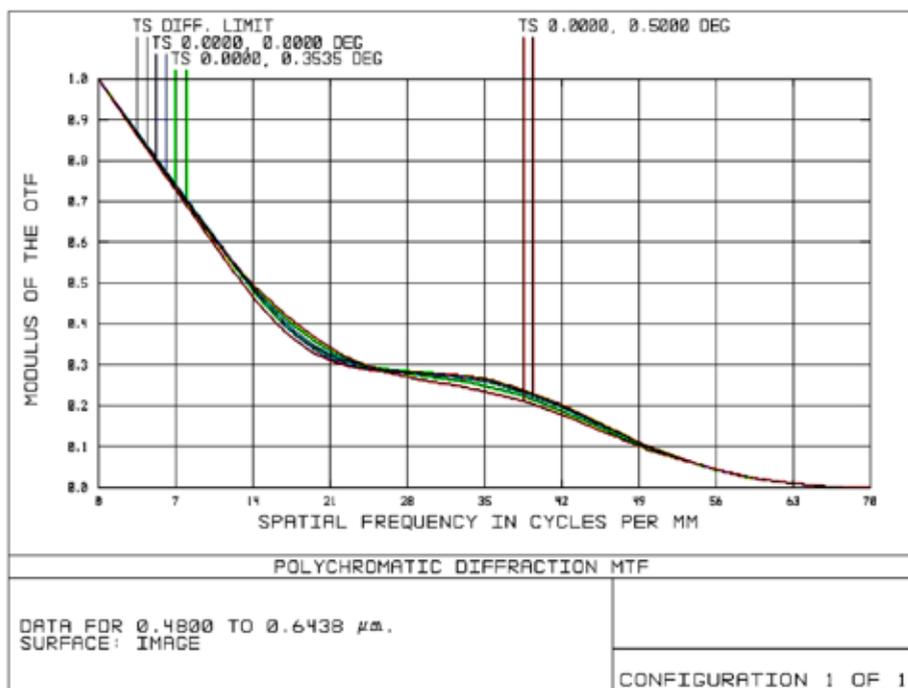


Рис. 3. Частотно-контрастная характеристика, система № 4

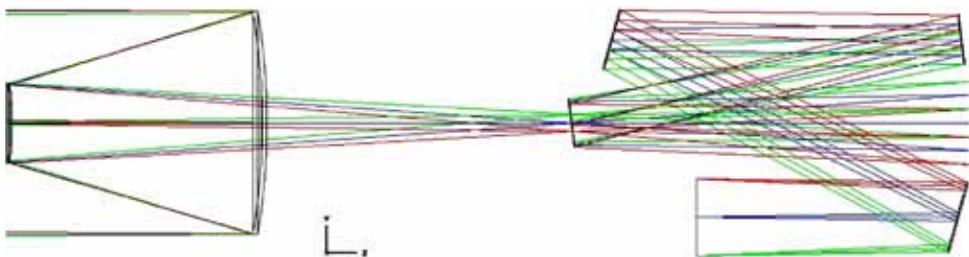


Рис. 4. Оптическая схема с угловым полем ($2\omega = 40'$)

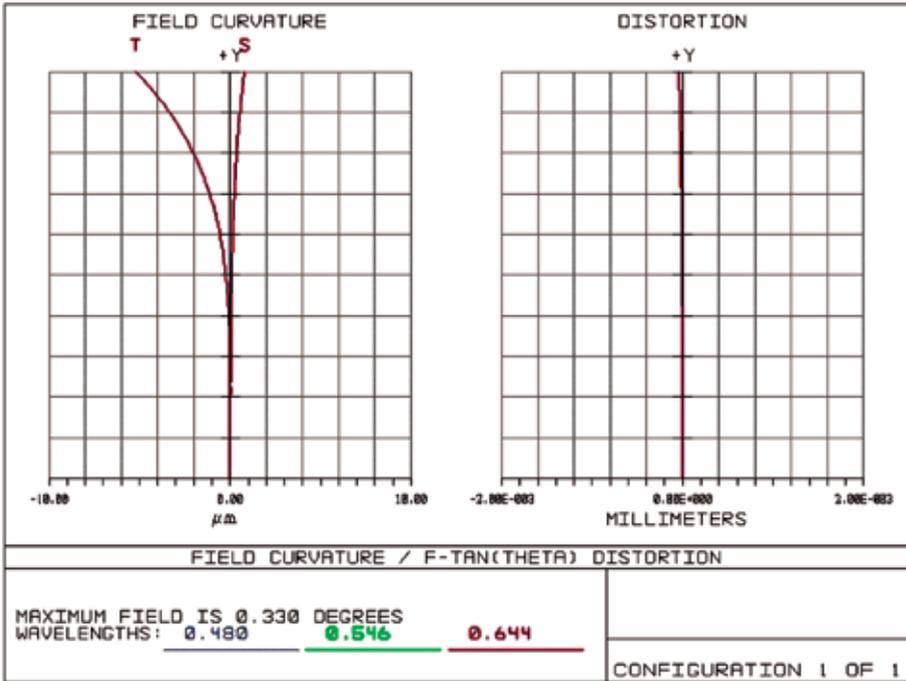


Рис. 5. Графики остаточных aberrаций кривизны изображения и дисторсии ($2\omega = 40'$)

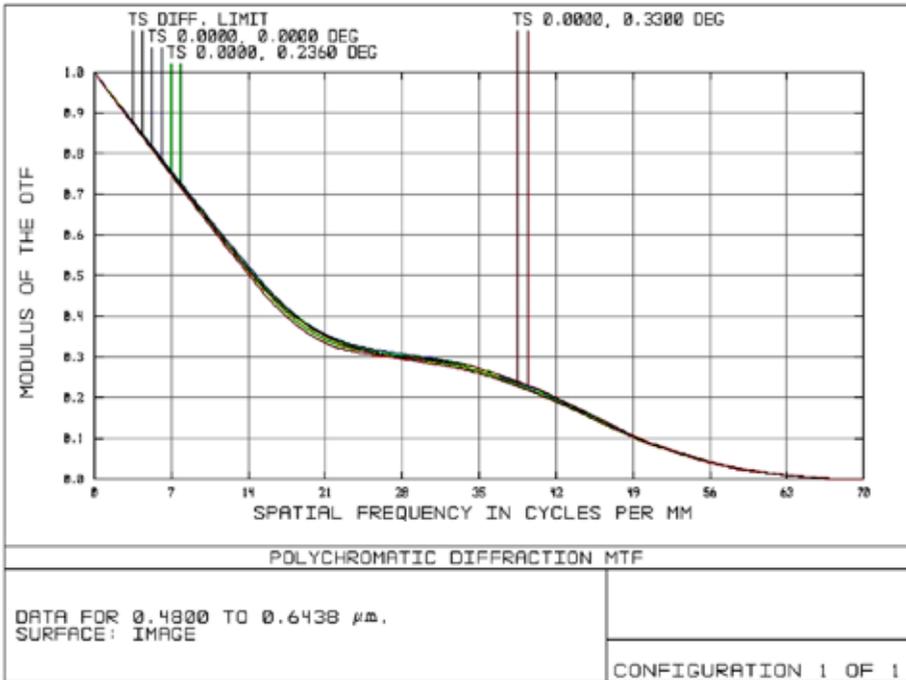


Рис. 6. Частотно-контрастная характеристика ($2\omega = 40'$)

Выводы

Анализ результатов (см. таблицу), позволяет сделать следующие выводы.

1. При небольших относительных отверстиях главного зеркала порядка 1:2,2...1:1,6 коэффициент S_5 можно сделать равным нулю при $2\omega = 1^\circ$, но тогда экранирование получается больше 0,5. Если угловое поле сделать $2\omega = 45'$, тогда экранирование уменьшится приблизительно в 1,3 раза.

2. Увеличение относительного отверстия главного зеркала ведёт к медленному уменьшению S_5 , но при этом возрастает первое экранирование и сравнивается со вторым.

3. Если принять допустимым экранирование $\eta = 0,47$, тогда при относительном отверстии главного зеркала 1:1,2 получается система со строгой коррекцией дисторсии для $2\omega = 1^\circ$ и дифракционным качеством изображения (система № 37). Её осевая длина 5100 мм при $f' = 30\,000,0$ мм, диаметр главного зеркала 1 м.

4. При уменьшении углового поля до 40...45' можно получить системы со строгим исправлением дисторсии при относительных отверстиях главного зеркала 1:1,6...1,5 и экранировании не более 0,4. Подтверждением этого вывода является одна из таких систем с эквивалентным фокусным расстоянием $f' = 30$ м, диаметром входного зрачка 1 м и угловым полем $2\omega = 40'$, представленная на рис. 4. Осевая длина системы равна 3998 мм. На рис. 5 показаны остаточные аберрации кривизны изображения и дисторсии этой системы, а на рис. 6 — частотно-контрастная характеристика.

Эскизное проектирование астрографа позволяет выбрать систему требуемых параметров для астрографа класса лучших мировых образцов. Главная проблема заключается в создании производства трехзеркальных систем этого класса в России.

Литература

1. *Теребиж В. Ю.* Современные оптические телескопы. М.: Физматлит, 2005.
2. HUBBLE (http://www.spacetelescope.org/videos/html/mov/180px/dome_nebula02.html).
3. «Спектр-УФ» (<http://www.inasan.rssi.ru/rus/WSO/papers/paper1.htm>).
4. GAIA (<http://astro.u-strasbg.fr/gaia/>).
5. SNAP (arXiv:astro-ph/0405232v1 12 May 2004).
6. JASMINE (<http://www.jasmine-galaxy.org/pub/index.html>).
7. *Grillmair Carl J.* et al. OBSS. The Origins Billion Star Survey (<http://ad.usno.navy.mil/OBSS/>).
8. *Чубей М. С.* Межпланетная стереоскопическая обсерватория: астрономическая часть научной программы и компоновки // Изв. ГАО РАН. 2009. № 219. Вып. 4. Тр. Всерос. астрометр. конф. «Пулково-2009». С. 361–368.
9. *Тихомирова (Цуканова) Г. И.* Трехзеркальные астрономические объективы // Изв. ВУЗ СССР. Приборостроение. 1967. Т. 10. № 12.
10. *Korsch D.* Anastigmatic three-mirror telescope // Applied Optics. 1977. N. 8. P. 2074–2077.
11. *Цуканова Г. И.* Трехзеркальные объективы с промежуточным изображением // Тр. ЛИТМО «Оптическое приборостроение». 1980.
12. *Крыжановский И. И., Цуканова Г. И.* Авт. св-во № 720396. Опубл. Бюл. № 9, 1980.
13. *Цуканова Г. И.* Трёхзеркальные ортоскопические объективы с промежуточным изображением. // Опт. журн. 1999. Т. 66. № 12. С. 21–23.
14. *Чубей М. С., Цуканова Г. И., Бахолдин А. В.* Специфика расчета оптической системы астрографа для проекта «Межпланетная солнечная стереоскопическая обсерватория» // Опт. журн. 2007. Т. 74. № 7. С. 37–41.

15. Чубей М. С., Цуканова Г. И., Бахолдин А. В. Защита от прямых засветок в системе астрографа для Межпланетной солнечной стереоскопической обсерватории // Опт. журн. 2009. Т. 76. № 8. С. 70–73.

**ORBITAL WIDE-FIELD ASTROGRAPH FOR GETTING THE IMAGES
WITH HIGH ASTROMETRIC AND PHOTOMETRIC RESOLUTION**

M. S. Chubey¹, A. V. Bakholdin², G. I. Tsukanova², V. S. Pashkov³

¹ *Central (Pulkovo) astronomical observatory of the Russian academy of sciences,
Saint-Petersburg*

² *Saint-Petersburg state university of informational technologies, mechanics and optics,
Saint-Petersburg*

³ *The Russian Corporation of Nanotechnologies (RUSNANO), Moscow*

Tree-mirror anastigmatic optical system with rather small values of the residual distortion has been investigated. The options of the precomputed three-mirror objectives under different values of the residual distortion, relative aperture of the main mirror and external dimensions are described.

Keywords: orbital telescopes, three-mirror optical systems, calculation of optical systems.

Chubey Markiyán Semenovich — leader of the group, PhD, E-mail: mchubey@gao.spb.ru.

Bakholdin Alexey Valentinovich — assistant professor at cathedra of the applied and computer optics, PhD, E-mail: bakholdin@aco.ifmo.ru.

Tsukanova Galina Ivanovna — assistant professor at cathedra of the applied and computer optics, PhD, E-mail: ZukanovaGI@aco.ifmo.ru.

Pashkov Victor Semenovich — senior scientific researcher, top expert, PhD, E-mail: pashkov51@mail.ru.

**МАСТЕР КАТАЛОГ МЕЖДУНАРОДНОГО ПРОЕКТА
«ВСЕМИРНАЯ КОСМИЧЕСКАЯ ОБСЕРВАТОРИЯ»
(ВКО-УФ): АСТРОНОМИЧЕСКАЯ СОСТАВЛЯЮЩАЯ
СИСТЕМЫ ТОЧНОГО НАВЕДЕНИЯ ТЕЛЕСКОПА Т-170
Н. В. Чупина¹, А. Э. Пискунов¹, Н. В. Харченко², А. С. Шугаров¹**

¹ Учреждение Российской академии наук
Институт астрономии РАН (ИНАСАН), Москва
² Главная Астрономическая обсерватория НАНУ
(Национальной академии наук Украины), Киев

Кратко описаны требования, которым должен удовлетворять Мастер Каталог (МК), его астрономическая основа, процедура компиляции и текущие параметры.

Ключевые слова: ВКО-УФ, система точного наведения, гидировочные звезды, фотометрические данные, каталог, визуализация, программное обеспечение.

Введение

Одним из международных проектов, в которых участвует Институт астрономии РАН, является «Всемирная космическая обсерватория» (ВКО-УФ). Космическая обсерватория ВКО-УФ предназначена в первую очередь для высокоточных спектральных наблюдений в ультрафиолетовом диапазоне спектра. Для этого ее основной инструмент — 170-см телескоп (Т-170) — будет снабжен несколькими спектрографами с размером входной щели 1 угл. с. Разрабатываемый МК должен обеспечивать точность наведения телескопа не хуже 1 угл. с.

СХЕМА ГИДИРОВАНИЯ И СТАБИЛИЗАЦИИ ТЕЛЕСКОПА Т-170

Предполагается, что ВКО-УФ будет наводиться с помощью двухступенчатой процедуры. Сначала с помощью широкоугольных камер телескоп приблизительно ориентируют (с точностью до нескольких угловых минут), затем более детальная картина, получаемая узконаправленными датчиками гида (так называемая система датчиков гида — СДГ), обеспечит захват объекта в щели спектрографа и удерживает его в ней в течение всей экспозиции.

Планируется, что СДГ будет состоять из трех ПЗС-приемников с полем зрения около 3 угл. мин. каждый, размещенных в фокальной плоскости телескопа Т-170 (рис. 1, см. с. 184). Требования стабилизации телескопа приводят к характерному времени экспозиции приемника около 1 с. Конструктивно приемники должны располагаться вблизи щелей спектрографов.

Чупина Наталия Викторовна — научный сотрудник, кандидат физико-математических наук, E-mail: chupina@inasan.ru.

Пискунов Анатолий Эдуардович — ведущий научный сотрудник, доктор физико-математических наук, профессор, E-mail: piskunov@inasan.ru.

Харченко Нина Васильевна — ведущий научный сотрудник, доктор физико-математических наук, E-mail: nkhar@mao.kiev.ua.

Шугаров Андрей Сергеевич — младший научный сотрудник, E-mail: shugarov@inasan.ru.

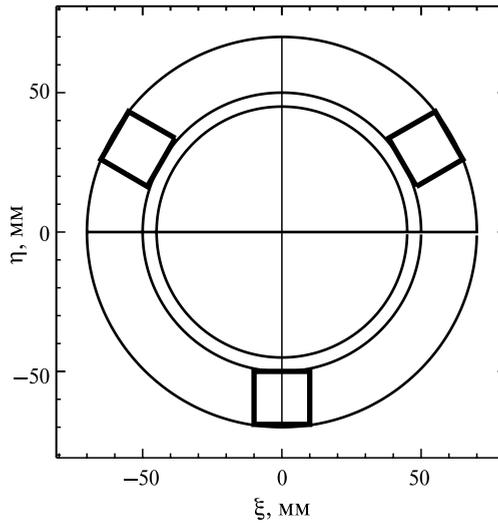


Рис. 1. Схематическое изображение системы датчиков гида фокальной плоскости. Оптическая ось телескопа проходит через центр плоскости. Прямоугольники показывают положение ПЗС-детекторов датчиков гидов фокальной плоскости. Внутреннее кольцо обозначает область расположения щелей спектрографов, внешнее — область детекторов датчиков гида; η , ξ — размеры фокальной плоскости телескопа

НЕОБХОДИМОСТЬ КАТАЛОГА ГИДИРОВОЧНЫХ ЗВЕЗД

Для отождествления объектов (которые могут быть не видны в оптическом диапазоне спектра из-за своей слабости) и помещения их в заданную точку фокальной плоскости (щель спектрографа) требуется сеть из звезд с известными на момент наблюдения координатами. В силу небольшого размера поля зрения датчиков гида эта сеть должна обладать высокой пространственной плотностью. Поскольку плотность видимых на небе звезд возрастает с ослаблением их блеска, достаточное количество гидировочных звезд обеспечивается включением в список слабых звезд. Как показывают оценки, для того чтобы в любой точке небесной сферы можно было с вероятностью 85 % наблюдать необходимые объекты, нужно иметь не менее 250 млн гидировочных звезд.

Такой набор гидировочных звезд обеспечивает Мастер Каталог (МК). МК должен оптимальным образом сочетать слабую предельную звездную величину для обеспечения достаточного количества звезд в поле зрения датчиков гида, необходимую точность координат и близость эпохи наблюдений МК к программным наблюдениям. Координаты объектов МК должны быть в системе ICRS (International Celestial Reference System), а фотометрическая система — максимально приближена к инструментальной системе СДГ.

СОВРЕМЕННЫЕ КАТАЛОГИ НАВЕДЕНИЯ И МАСТЕР КАТАЛОГ

Мастер Каталог может базироваться на одном из нескольких современных массовых каталогов звезд, созданных за последние 10...20 лет. Подавляющее большинство из них (включая каталог GSC [1], обслуживающий нужды космического телескопа

Хаббла) создано на основе выполненных с помощью телескопов системы Шмидта широкоугольных обзоров неба и имеет ряд недостатков: низкая координатная точность, неполнота и неоднородность данных.

Мастер Каталог создан на основе «Всенебесного каталога точечных источников 2MASS» [2], который наилучшим образом отвечает вышеперечисленным требованиям ВКО-УФ. В настоящее время 2MASS — единственный всенебесный глубокий каталог, не основанный на шмидтовских пластинках. Он является результатом обзора, выполненного с помощью панорамного приемника в ближнем инфракрасном диапазоне (1,2 мкм — полоса J ; 1,7 мкм — полоса H и 2,2 мкм — полоса K_S), с однородными и высокоточными координатами в системе ICRS на эпоху наблюдений 1997–2001 гг. Он содержит данные для 470 млн звезд всего неба, полон до $J = 15,8^m$, $H = 15,1^m$, $K_S = 14,3^m$, что соответствует примерно $V = 17^m$, практически не имеет дыр в площадках неба с яркими звездами и со звездными скоплениями.

Для обеспечения функционирования каталога 2MASS в качестве МК проекта ВКО-УФ фотометрические параметры его объектов должны быть переведены в фотометрическую систему датчиков гида. Нами разработана схема перевода инфракрасных величин J в оптические R_J [3]. В качестве опорного каталога использован каталог UCAC2 (Астрографический каталог USNO) [4]. Его фотометрическая система R_U базируется на наблюдениях в оптическом диапазоне с помощью ПЗС-приемника и в этом отношении близка к фотометрической системе датчиков гида ВКО-УФ.

КАЧЕСТВО ДАННЫХ МК: ПОЛНОТА, ОШИБКИ, ФЛАГИ

Распределение полученных величин R_J по сравнению с распределением J сдвинуто в сторону слабых звезд, причем доля звезд с $R_J > 20^m$ составляет 7 % от объема каталога. Добавились яркие звезды с $R_J < 5^m$. Полнота каталога достигается при $R_J = 17^m$.

На рис. 2 показано распределение числа объектов МК в одном поле зрения СДГ с галактической широтой для случая штатного размера поля зрения детектора (3×3 угл. мин). Это распределение характеризует как МК, так и СДГ. Можно видеть, что каталог хорошо воспроизводит реальное распределение звезд на небе. Видны и падение плотности звезд в высоких широтах и более мелкие детали — смещение пика плотности от плоскости Галактики, отражающее приподнятость Солнца над ее плоскостью, наличие мощного пылевого слоя в направлении на центр

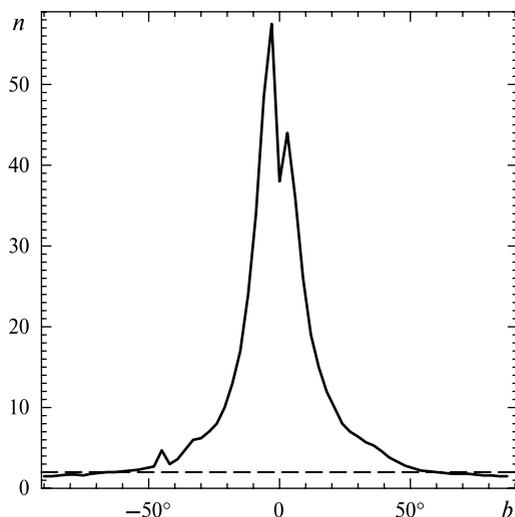


Рис. 2. Распределение среднего числа объектов Мастер Каталога (n) в окне детектора СДГ в зависимости от галактической широты (b)

Галактики (показанное как флуктуация распределения вблизи $b = 0^\circ$) и даже присутствие спутников Галактики — Большого и Малого Магеллановых Облаков, — заметное на распределении как увеличение плотности звезд при $b = -30^\circ$ и $b = -45^\circ$. Можно также видеть, что для принятого размера поля зрения детектора МК практически для всего неба обеспечивает в одном поле зрения 2 гидрировочные звезды.

Для вычисленной R_J ошибку менее $0,5^m$ имеют 64 % звезд всего каталога и 96 % звезд ярче предела полноты. Для выделения звезд с некорректным значением R_J нами определена «голубая» граница:

$$(J - H)_b = 2,5^m - 3\sqrt{\varepsilon_J^2 + \varepsilon_H^2},$$

где ε_J , ε_H — ошибки звездных величин J и H . Звезды с показателем цвета $(J - H) < (J - H)_b$ имеют некачественно определенное R_J . Таких звезд около 12 000.

Из МК были исключены 16 048 объектов, помеченных в 2MASS как «Объекты Солнечной системы». На основе сложной системы флагов 2MASS (до 15 символов) нами создана упрощенная система флагов, которые дают представление о точности фотометрических данных, о факте искажения фотометрических данных, о наличии близкого соседа, который искажает фотометрические и астрометрические данные.

Наша система — это три колонки флагов качества фотометрии (E , P , N), каждый из которых может принимать значения 0 или 1 по следующим правилам:

- *флаг фотометрической точности E* , назначается в зависимости от величины ошибки ε по данным каталога 2MASS (0 — при $\varepsilon < 0,5$, 1 — при $\varepsilon > 0,5$); если $E = 1$, объект не должен использоваться для установления и/или проверки фотометрической системы;

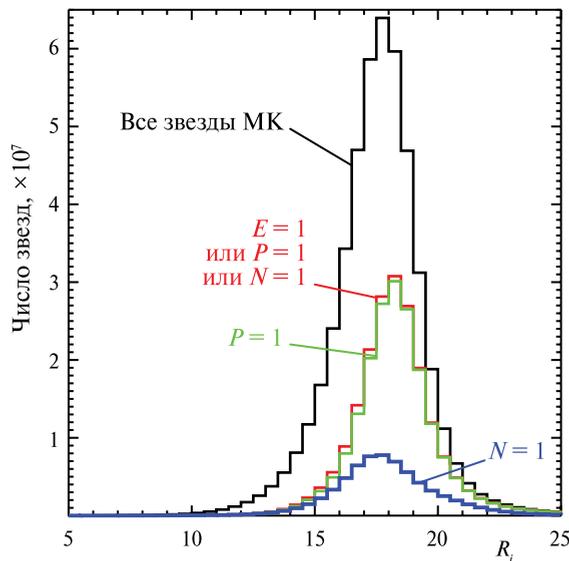


Рис. 3. Распределение звезд МК с флагами качества фотометрии

- *флаг искажения фотометрических данных P из-за неопределенности источника в полосе, искажения и/или загрязнения фотометрического отсчета*; если $P = 1$, объект не должен использоваться для установления и/или проверки фотометрической системы;
- *флаг наличия близкого соседа N* ; если $N = 1$, объект не должен использоваться для установления и/или проверки фотометрической системы, также возможны искажения координат и объект должен с осторожностью использоваться для координатно-идентификационных задач.

Количество звезд МК, для которых хотя бы один из флагов E , P , N равен единице, составляет 43% от общего числа. Наибольший вклад вносит флаг P (рис. 3, см. с. 186). Флаг E со значением 1 встречается редко.

ОРГАНИЗАЦИЯ ДАННЫХ И ДОСТУП К МАСТЕР КАТАЛОГУ

Для 470 млн звезд МК содержит следующие данные: экваториальные координаты (взяты из 2MASS без изменений); звездная величина R_j , полученная в результате редукций фотометрических данных 2MASS; флаги качества фотометрии E , P , N .

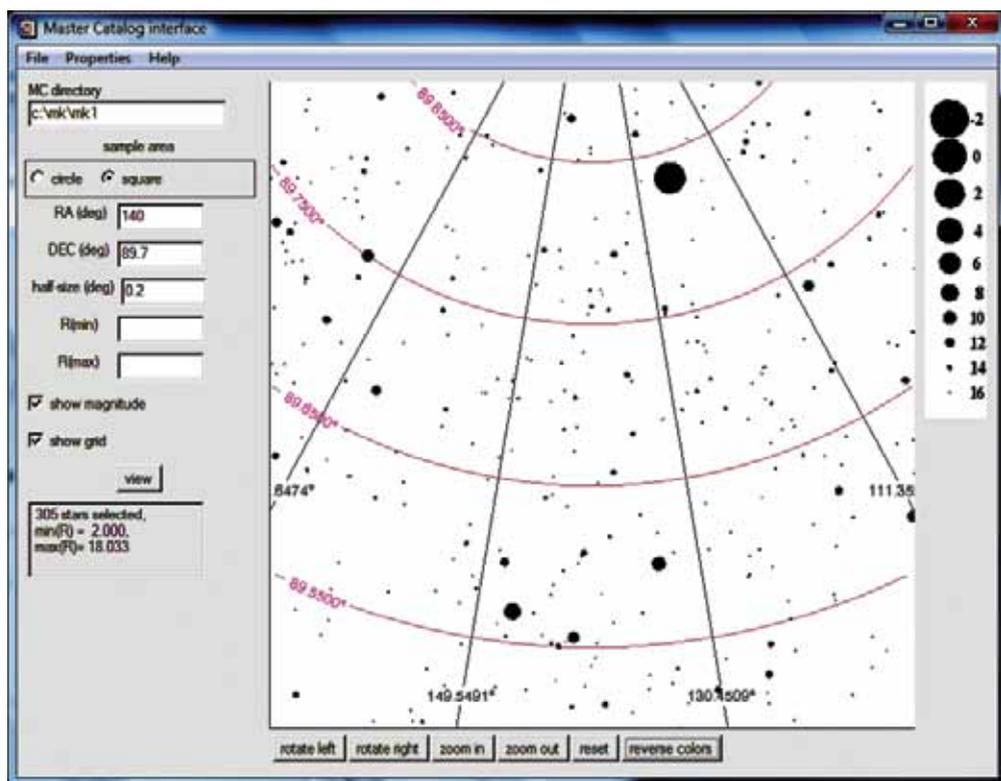


Рис. 4. Вид окна графического интерфейса МК

Каталог имеет региональную структуру. Вся небесная сфера поделена на области $5 \times 6^\circ$, которые, в свою очередь, разбиты на площадки размерами $0,0632 \times 0,0625^\circ$. Разбиение на площадки таких размеров позволяет отводить под хранение координат по 2 байта, так как координаты звезд задаются смещением от нижнего левого угла площадки. Все данные в каталоге представлены целыми числами, которые при чтении переводятся в формат с плавающей точкой.

В такой реализации МК имеет минимальный объем и обеспечивает быстрый доступ к данным. Он состоит из 30 файлов, размеры которых колеблются от 2...10 Мбайт в околополюсных зонах до 150...175 Мбайт в областях $-66 < \delta < -24^\circ$. Общий объем Мастер Каталога около 3 Гбайт.

Для работы с МК создан пакет программ, с помощью которых можно делать выборку звезд из каталога и визуализировать ее (строить карту неба), а также выполнять различные манипуляции с картой (вращать, перемещать, масштабировать) и сохранять данные в текстовом и графическом виде. Это программы: графический интерфейс МК, который устанавливается на компьютере пользователя, функционирует в операционных системах Windows и Linux; веб-интерфейс МК — работает в удаленном режиме через Интернет; пакетный интерфейс МК (облегченная версия без построения карт), обеспечивающий доступ к каталогу в режиме командной строки. На рис. 4 (см. с. 187) показан рабочий момент графического интерфейса МК.

НЕДОСТАТКИ МАСТЕР КАТАЛОГА И ПУТИ ИХ ПРЕОДОЛЕНИЯ

Время с момента эпохи наблюдения 2MASS проходит (уже более 10 лет), поэтому координаты вследствие движения звезд меняются. К моменту запуска встанет вопрос о необходимости добавления в МК данных о собственных движениях звезд, иначе невозможно будет обеспечить требуемую точность координат.

Эта задача в большой степени решена в каталоге PPMXL [5], в котором определены собственные движения $\sim 85\%$ звезд каталога 2MASS. Этот каталог предполагается подключить к МК в близком будущем.

Литература

1. *Lasker B. M., Sturch C. R., McLean B.* et al. The Guide Star Catalog. I — Astronomical foundations and image processing // *Astronomical J.* 1990. V. 99. N. 6. P. 2019–2058.
2. *Skrutskie M. F., Cutri R. M., Stiening R.* et al. The Two Micron Sky Survey (2MASS) // *Astronomical J.* 2006. V. 131. N. 2. P. 1163–1183.
3. *Пискунов А. Э., Харченко Н. В., Чупина Н. В.* Оптическое расширение инфракрасного каталога 2MASS // *Письма в Астрон. журн.* 2008. Т. 34. № 4. С. 285–295.
4. *Zacharias N., Urban S. E., Zacharias M. I.* et al. The Second US Naval Observatory CCD Astroglyph Catalog (UCAC2) // *Astronomical Journal.* 2004. V. 127. N 5. P. 3043–3059.
5. *Roeser S., Demleitner M., Schilbach E.* The PPMXL catalog of positions and proper motions on the ICRS. Combining USNO-B1.0 and the two Micron All Sky Survey (2MASS) // *Astronomical J.* 2010. V. 139. N. 6. P. 2440–2447.

**MASTER CATALOGUE FOR THE WSO-UV PROJECT: ASTRONOMICAL
COMPONENT OF THE FINE GUIDANCE SYSTEM OF T-170
TELESCOPE**

N. V. Chupina¹, A. E. Piskunov¹, N. V. Kharchenko², A. S. Shugarov¹

¹*Institute of Astronomy RAS (INASAN), Moscow*

²*Main Astronomical Observatory, NANU, Kiev*

We summarize the basic properties of the Master Catalogue of the WSO-UV mission: the constraints it should satisfy, the astronomical basis, necessary reductions and current parameters.

Keywords: WSO-UV, fine guidance system, guide stars, photometry, catalogue, visualization, software.

Chupina Natalia Viktorovna — Scientist, PhD, E-mail: chupina@inasan.ru.

Piskunov Anatolij Eduardovich — Leading Scientist, Doctor of physical and mathematical sciences, Professor, E-mail: piskunov@inasan.ru.

Kharchenko Nina Vasil'evna — Leading Scientist, Doctor of physical and mathematical sciences, E-mail: nkhar@mao.kiev.ua.

Shugarov Andrej Sergeevich — Junior Scientist, E-mail: shugarov@inasan.ru.

**ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ПРОВЕРКА
ФОТОМЕТРИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ МАСТЕР КАТАЛОГА
И ЧУВСТВИТЕЛЬНОСТИ МАКЕТА СИСТЕМЫ
ДАТЧИКОВ ГИДА ПРОЕКТА ВКО-УФ («СПЕКТР-УФ»)
А. С. Шугаров¹, С. В. Воронков², Н. В. Чупина¹, А. Э. Пискунов¹,
Н. В. Харченко³**

¹ Учреждение Российской академии наук
Институт астрономии РАН (ИНАСАН), Москва

² Учреждение Российской академии наук
Институт космических исследований РАН, Москва

³ Главная астрономическая обсерватория НАНУ
(Национальной академии наук Украины), Киев

Проведены наземные фотометрические испытания макета системы датчиков гида (СДГ) космического телескопа Т-170М (проект «Спектр-УФ», Всемирная космическая обсерватория — ультрафиолет) на наземных телескопах Цейсс-1000 и Цейсс-2000. Определены чувствительность и шумы макета СДГ. Проведены наблюдения с ПЗС-камерой в спектральной полосе СДГ и определена фотометрическая точность каталога гидировочных звезд (Мастер Каталога).

Ключевые слова: небесный каталог, СДГ, «Спектр-УФ».

Введение

Точное наведение и стабилизация космического телескопа Т-170М проекта ВКО-УФ («Спектр-УФ») будет осуществляться с помощью системы датчиков гида (СДГ), в состав которой входят три датчика гида, расположенные на краю поля зрения телескопа. Каждый датчик содержит охлаждаемый ПЗС-приемник формата 1024×1024 пиксела производства НПП «Элар» и электронные платы.

В качестве каталога гидировочных звезд для СДГ будет использован разработанный в ИНАСАН специальный Мастер Каталог (МК). МК удовлетворяет следующим требованиям: плотная сетка гидирующих звезд по всему небу, включая участки около ярких звезд и в областях звездных скоплений, высокая точность координат звезд, близость эпохи наблюдений ко времени запуска обсерватории, полнота каталога до 17^m в совместимой с СДГ фотометрической полосе.

Мастер Каталог был получен на основе каталога 2MASS путем редукции его инфракрасных звездных величин J в оптические R_J . В качестве опорной фотометрической системы для этой редукции была выбрана система оптических величин R_J из каталога UCAC2.

Шугаров Андрей Сергеевич — младший научный сотрудник. E-mail: shugarov@inasan.ru.

Воронков Сергей Владимирович — старший научный сотрудник, кандидат технических наук, E-mail: servor@nserv.iki.rssi.ru.

Чупина Наталия Викторовна — научный сотрудник, кандидат физико-математических наук, E-mail: chupina@inasan.ru.

Пискунов Анатолий Эдуардович — ведущий научный сотрудник, доктор физико-математических наук, профессор. E-mail: piskunov@inasan.ru.

Харченко Нина Васильевна — ведущий научный сотрудник, доктор физико-математических наук, старший научный сотрудник, E-mail: nkhar@mao.kiev.ua.

УСЛОВИЯ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ СДГ

При использовании СДГ нужно иметь в виду следующие ограничения и условия:

- МК полон до $R_j = 17^m$;
- среднеквадратическое отклонение (с.к.о.) редукиции звездных величин МК в полосу R_j составляет $0,1...0,7^m$;
- фотометрическая полоса МК R_j базируется на наблюдениях в диапазоне длин волн 580...640 нм, полоса СДГ включает более широкий диапазон — 200...1000 нм — с максимумом в красной области спектра (ПЗС-приемник без фильтра);
- условный порог чувствительности СДГ при экспозиции 1 с составляет 17^m ;
- на больших галактических широтах в поле зрения СДГ будут попадать преимущественно слабые звезды $16...17^m$, по 1–2 звезды на каждый датчик.

Совокупность вышеперечисленных факторов говорит о том, что на больших галактических широтах СДГ будет работать близко к порогу чувствительности и полноты МК. Как следствие, могут возникать ситуации, когда часть звезд из МК окажется существенно слабее порога чувствительности СДГ, и, наоборот, некоторые звезды слабее 17^m по каталогу появятся в поле зрения, поскольку их реальный блеск выше, что затруднит работу алгоритмов автоматического отождествления. Тем самым блеск наблюдаемых звезд становится одним из важных факторов отождествления объектов.

ОПИСАНИЕ НАБЛЮДЕНИЙ

Для определения фотометрической точности МК было решено провести наземные наблюдения с макетом СДГ на достаточно крупном телескопе в спектральной полосе, максимально приближенной к рабочему диапазону длин волн СДГ космического телескопа. Была также измерена чувствительность макета СДГ.

Наблюдения проводились в 2009–2010 гг. с ПЗС-камерой S1C на телескопе Цейсс-600, с прибором БОКЗ-М-60 — на телескопе Цейсс-2000 и макетом СДГ — на телескопе Цейсс-1000 в обсерватории на пике Терскол и в специальной астрофизической обсерватории (САО) РАН.

Цель наблюдений с камерой S1C — массовая фотометрия звезд МК в различных областях для проверки фотометрической точности МК. Наблюдались 20 областей неба, преимущественно со звездными скоплениями. Исследования проводились без фильтра и с фильтрами V и R, с экспозицией 120 с, что дало при наблюдениях звезд 17^m без фильтра соотношение сигнал/шум (С/Ш) около 50. Выбранные площадки были распределены по небу таким образом, чтобы проверить точность МК в плоскости Галактики, где возможны максимальные ошибки редукиции из-за сильного межзвездного поглощения, и вдали от нее. Спектральные чувствительности камеры S1C и макета СДГ практически идентичны, что позволяет использовать полученные результаты для макета СДГ.

Наблюдения проводились на телескопе Цейсс-2000 с прибором БОКЗ-М-60 и на телескопе Цейсс-1000 (рис. 1, см. с. 192) с макетом СДГ (рис. 2, см. с. 192). Основная цель — измерение чувствительности и шумов макета СДГ для последующей интерполяции результатов для телескопа Т-170М. Были отсняты области ASCC103 (рис. 3, см. с. 192), М3 и NGC7209 без фильтра с различными экспозициями от 1 до 60 с.



Рис. 1. Макет СДГ на телескопе Цейсс-1000

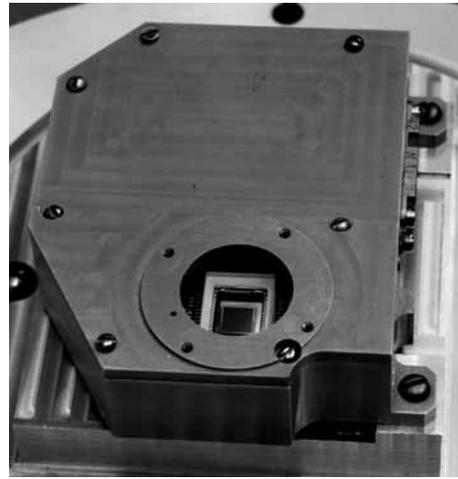


Рис. 2. Макет датчика гида

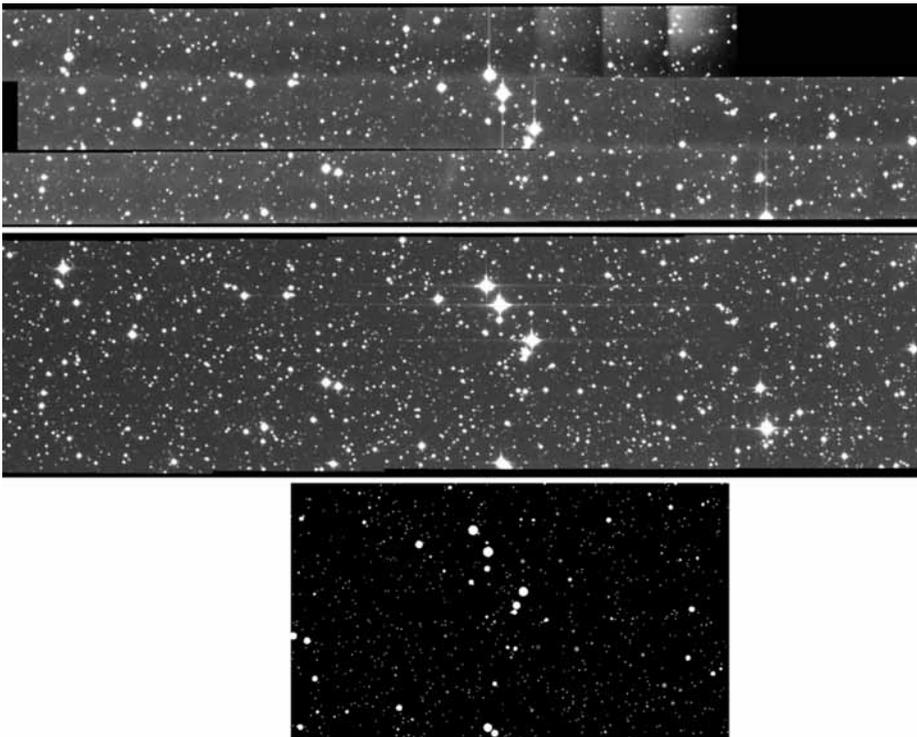


Рис. 3. Область ASCC103, сверху вниз: макет СДГ на телескопе Цейсс-1000, камера S1C на телескопе Цейсс-600, Мастер Каталог (центральная часть области)

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ФОТОМЕТРИЧЕСКОЙ ТОЧНОСТИ МАСТЕР КАТАЛОГА

Для определения фотометрической точности МК из наблюдений с камерой S1C была получена фотометрия для 3543 звезд по 20 площадкам. Фотометрический нуль-пункт в каждой площадке определялся по критерию нулевой средней разницы между наблюдаемыми звездными величинами и данными из МК в диапазоне 15 ... 17^m. Таким образом, для всех звезд были определены звездные величины m в системе, близкой к инструментальной системе СДГ.

Разности $\Delta = R_j - m$ между МК- и ПЗС-величинами и их среднеквадратический разброс σ характеризуют фотометрическую точность МК в систематическом и случайном отношениях. При этом предполагается, что спектральные чувствительности ПЗС-камеры на наземном телескопе и СДГ космического телескопа Т-170М приблизительно совпадают, а точность определения в ПЗС-наблюдениях звездных величин m существенно выше, чем R_j из МК.

В рабочем диапазоне СДГ 14...17^m фотометрическая ошибка МК σ составляет 0,23^m, что достаточно для задач автоматического отождествления.

Анализируя значения Δ и σ для различных участков неба, можно сделать следующие выводы:

- σ для разных площадок различается до двух раз;
- σ по площадке не коррелирует с галактической широтой и плотностью звезд;
- количество больших уклонений МК-величин коррелирует с плотностью звезд на площадке.

Была исследована зависимость Δ от звездной величины R_j (рис. 4) и показателя цвета (V-R) (рис. 5, см. с. 194). В пределах ошибок измерений в рабочем диапазоне СДГ уравнения блеска и цвета отсутствуют, что говорит о хорошем качестве редукции инфракрасных величин исходного каталога 2MASS в оптические R_j .

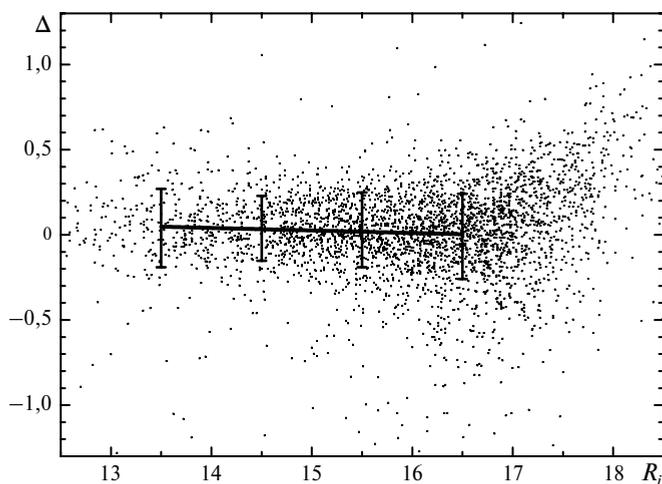


Рис. 4. Проверка наличия зависимости Δ от звездной величины R_j в МК по 20 площадкам (уравнения блеска)

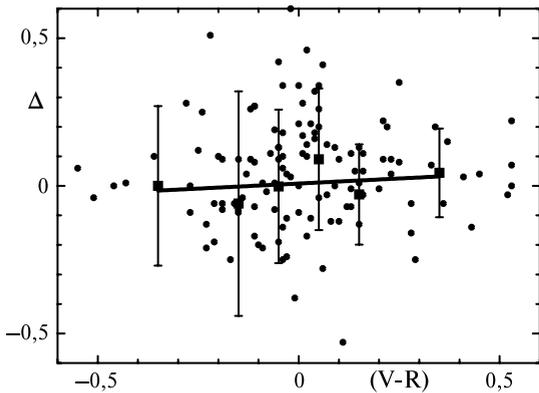


Рис. 5. Проверка наличия зависимости Δ от показателя цвета (V-R) в области скопления NGC 7209 (уравнения цвета)

При обработке площадок проводился поиск больших уклонений ($\Delta > 2^m$), в том числе среди непригодных для фотометрии плотных звездных полей.

Статистика по уклонениям для звезд ярче 17^m показывает, что количество уклонений более 2^m ,

способных нарушить работу алгоритмов распознавания звезд СДГ, составляет около 2 %, более $1^m - 4$ %.

Более половины больших уклонений в МК обнаруживаются у тесных двойных пар звезд (рис. 6), причем одна из звезд имеет достаточно точную фотометрию, а вторая оказывается сильно уярченной.

Происхождение заметных фотометрических уклонений связано с проблемами фотометрии 2MASS в полосе H. При больших ошибках измерений или искажениях, связанных с наличием близкой звезды, каталог 2MASS приводит верхний предел ожидаемого потока излучения либо интегральный поток неразрешенных источников. В этом случае показатель цвета (J-H) получается преувеличенно отрицательным и алгоритм пересчета инфракрасных звездных величин в оптические дает большое уклонение.

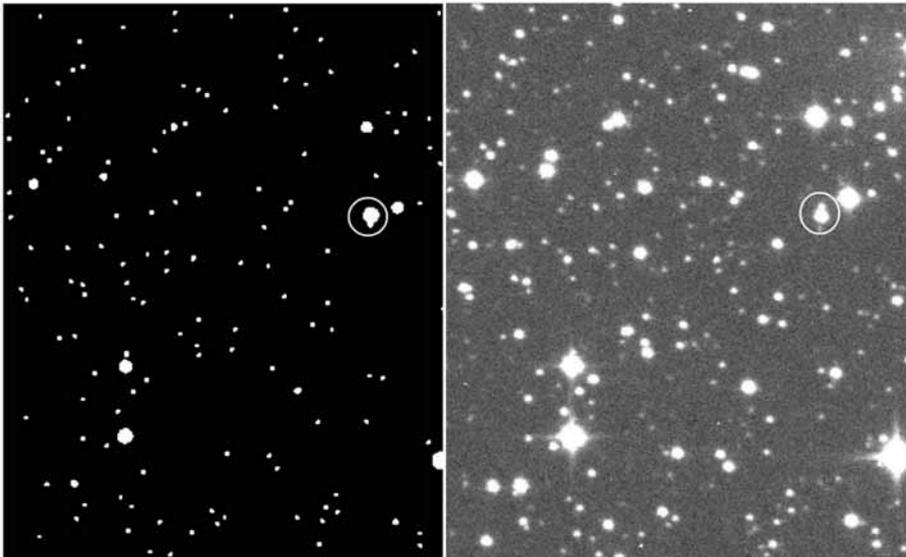


Рис. 6. Пример наиболее массового типа больших уклонений МК — одна из звезд в тесной двойной паре (помечены кружками) оказывается сильно уярченной. Слева: МК, звезды имеют R_j 11,03 и $14,97^m$; справа: ПЗС-наблюдения, звезды имеют M 15 и 17

ИЗМЕРЕНИЕ ЧУВСТВИТЕЛЬНОСТИ МАКЕТА СДГ

Для определения чувствительности макета СДГ, т. е. для определения зависимости звездная величина — интегральный отсчет, были проведены наблюдения площадок, для которых известны фотометрические ошибки МК из наблюдений с камерой S1C. Были выбраны звезды с минимальными невязками между фотометрическими данными с камеры S1C, макета СДГ и МК. С помощью аппроксимации была получена величина потока от звезды 17^m в цифровых единицах ADU (analog to digital unit) и электронах (таблица). Результаты измерений достаточно хорошо совпадают с теоретическим расчетом.

По результатам наблюдений с макетом СДГ на телескопе Цейсс-1000 была проведена интерполяция для космического телескопа Т-170М. Наблюдения на телескопе Цейсс-2000 дают схожие значения, но они проводились в неблагоприятных погодных условиях и менее надежны.

Результаты наблюдений с макетами СДГ на наземных телескопах (Цейсс-1000 и Цейсс-2000) и интерполяции для космического телескопа Т-170М

Параметр	БОКЗ-М-60 Цейсс-2000	Макет СДГ Цейсс-1000	СДГ Т-170М
Масштаб, угл. с/пиксел	0,21	0,25	0,19
FWHM	27 пикселов 5,6 угл. с	10 пикселов 2,5 угл. с	~3 пиксела ~0,63 угл. с
Фон неба, ADU/с	3,8	1,2	< 0,1
Темновой ток, ADU/с	1,0	0,7	~ 1,0
Шум считывания, с. к. о.	7,7 ADU 46 e ⁻	8,1 ADU 62 e ⁻	
Измеренный поток от звезды 17^m , 1 с	1240 ADU 7440 e ⁻	167 ADU 1270 e ⁻	607 ADU 4570 e ⁻
Расчетный поток от звезды 17^m , 1 с	5500 e ⁻	1370 e ⁻	4000 e ⁻

FWHM — full width at half maximum; ADU — единица младшего разряда АЦП.

Для проверки совпадения спектральных полос макета СДГ и камеры S1C были измерены фотометрические ошибки для одних и тех же звезд в области ASCC103, которые составляют 0,23 и 0,21^m соответственно. Это говорит о том, что спектральные полосы двух ПЗС-детекторов близки.

Для проверки повторяемости результатов фотометрии с макетом СДГ для трех областей наблюдения проводились дважды с интервалом около двух часов. Привязка фотометрического нуля-пункта между двумя сериями съемок осуществлялась по одной из ярких звезд. Среднее отклонение фотометрических величин между двумя сериями составляет 0,06^m, что достаточно для задач автоматического отождествления.

Выводы

На основе проведенных наблюдений можно сделать следующие выводы:

- ошибка звездных величин R_j Мастер Каталога в диапазоне 14...17^m составляет в среднем 0,23^m;

- вариация фотометрической ошибки МК по небу не превосходит двух раз;
- в звездных величинах МК отсутствуют зависимости ошибки звездной величины R_j от блеска и цвета;
- около 2 % звезд МК имеют фотометрическую ошибку более 2^m , 4 % — более 1^m ;
- измеренные потоки от звезд для макета СДГ хорошо совпадают с теоретическим расчетом.

На основании проведенных наблюдений получена величина ожидаемого потока от звезд для СДГ космического телескопа Т-170М и измерены шумы ПЗС-детектора, которые могут быть использованы для моделирования работы СДГ.

Литература

- Аванесов Г. А.* и др. Система датчиков гида телескопа Т-170М // Всерос. научно-технич. конф. «Соврем. проблемы определения ориентации и навигации космич. аппаратов». Россия, Таруса, 22–25 сент. 2008: Сб. тр. М.: ИКИ РАН, 2009. С. 41–55 (Сер. «Механика, управление и информатика»).
- Пискунов А. Э., Харченко Н. В., Чупина Н. В.* Оптическое расширение инфракрасного каталога 2MASS // Письма в Астрон. журн. 2008. Т. 34. № 4. С. 285–295.

EXPERIMENTAL VERIFICATION OF MASTER CATALOG PHOTOMETRIC SYSTEM AND SENSITIVITY OF WSO-UV FGS MOCKUP

A. S. Shugarov¹, S. V. Voronkov², N. V. Chupina¹,
A. E. Piskunov¹, N. V. Kharchenko³

¹ *Institute of Astronomy RAS (INASAN), Moscow*

² *Space Research Institute (IKI RAN), Moscow*

³ *Main Astronomical Observatory, NANU, Kiev*

We have carried out a photometric verification of Fine Guidance System (FGS) mockup of space telescope T-170M (World Space Observatory — Ultraviolet, WSO-UV project) at ground-based telescopes Zeiss-1000 and Zeiss-2000. We determine FGS sensitivity and noise. We have carried out observations with CCD camera in FGS spectral band and determine photometric accuracy of guide star catalog (Master Catalog).

Keywords: sky catalogs, FGS, WSO-UV.

Shugarov Andrey Sergeevich — junior scientist, E-mail: shugarov@inasan.ru.

Voronkov Sergey Vladimirovich — senior scientist, PhD, E-mail: servor@nserv.iki.rssi.ru.

Chupina Natalia Viktorovna — scientist, PhD, E-mail: chupina@inasan.ru.

Piskunov Anatolij Eduardovich — leading scientist, doctor of physical and mathematical sciences, professor. E-mail: piskunov@inasan.ru.

Kharchenko Nina Vasil'evna — leading scientist, doctor of physical and mathematical sciences, E-mail: nkhar@mao.kiev.ua.

ПРОГРАММНО-АППАРАТНЫЕ СРЕДСТВА НАЗЕМНОЙ ОТРАБОТКИ СИСТЕМЫ ДАТЧИКОВ ГИДА ТЕЛЕСКОПА Т-170М

**Е. В. Белинская, С. В. Воронков, И. Ю. Катасонов,
Е. В. Коломеец, В. А. Шамис**

*Учреждение Российской академии наук
Институт космических исследований РАН (ИКИ РАН), Москва*

В статье рассматриваются программно-аппаратные средства наземной отработки системы датчиков гида (СДГ) телескопа Т-170М. Средства включают:

- программно-аппаратный имитатор, решающий задачи моделирования логического и информационного взаимодействия бортового комплекса управления и СДГ, заменяющий реальный прибор при испытаниях на комплексном стенде предприятия-разработчика бортового комплекса управления (МОКБ «Марс»);
- программно-аппаратный комплекс, предназначенный для отработки имитатора контура угловой стабилизации (НПО им. Лавочкина) с использованием математической модели СДГ.

Ключевые слова: система датчиков гида, наземная отработка, системы управления и наведения, телескоп Т-170М, программно-аппаратный имитатор, программно-аппаратный комплекс.

Одним из проектов, в котором принимает участие Институт космических исследований (ИКИ РАН), является разработка и создание системы датчиков гида (СДГ) телескопа Т-170М. По информации от СДГ будет решаться задача управления телескопом при его наведении в заданную область космического пространства и стабилизации его в этом положении с высокой точностью.

Важным этапом при создании такой системы является ее наземная отработка и отладка взаимодействия с другими системами телескопа. В статье рассматриваются разработанные в Институте космических исследований РАН средства, предназначенные для отладки взаимодействия системы управления космического аппарата (КА) «Спектр-УФ» с СДГ.

При этом приняты следующие условные обозначения:

БКУ — бортовой комплекс управления;

ПАИ СДГ — программно-аппаратный имитатор системы датчиков гида;

ПО — программное обеспечение;

БИСН — блок имитации телеметрических сигналов и электрической нагрузки;

МКО — мультиплексный канал обмена;

БОД — блок обработки данных;

МШИ — массив штатной информации;

СК ДГ — система координат датчиков гида;

Белинская Евгения Валерьевна — математик, E-mail: EVBelinskaya@yandex.ru.

Воронков Сергей Владимирович — старший научный сотрудник, кандидат технических наук, E-mail: servor@nserv.iki.rssi.ru.

Катасонов Игорь Юрьевич — программист, E-mail: ikatasonov@gmail.com.

Коломеец Евгений Витальевич — программист I категории, E-mail: evgeny@nserv.iki.rssi.ru.

Шамис Владимир Александрович — ведущий научный сотрудник, кандидат технических наук.

- ПАК — программно-аппаратный комплекс;
ПЭВМ — персональная электронно-вычислительная машина.

ПРОГРАММНО-АППАРАТНЫЙ ИМИТАТОР

Необходимым этапом наземной обработки СДГ является отладка взаимодействия системы датчиков гида с бортовым комплексом управления (БКУ) телескопа Т-170М, для осуществления которой в ИКИ РАН был создан программно-аппаратный имитатор системы датчиков гида (ПАИ СДГ). При проведении работ на комплексном стенде БКУ ПАИ заменяет собой СДГ, состоящую из трех датчиков, резервированного блока обработки данных и комплекта кабелей. При этом с использованием ПАИ СДГ решаются следующие задачи:

- моделирование логического и информационного взаимодействия с бортовым комплексом управления;
- обеспечение возможности обработки различных режимов работы СДГ;
- имитация электрического интерфейса и эквивалентной нагрузки СДГ.

Рассмотрим подробнее состав и работу имитатора.

Аппаратная часть ПАИ СДГ включает ноутбук со специальным программным обеспечением (ПО) и блок имитации телеметрических сигналов и электрической нагрузки (БИСН), имеющий разъемы, аналогичные штатным разъемам блока обработки данных СДГ (рис. 1).

Функциональная схема работы имитатора приведена на рис. 2 (см. с. 199).



Рис. 1. Общий вид ПАИ СДГ

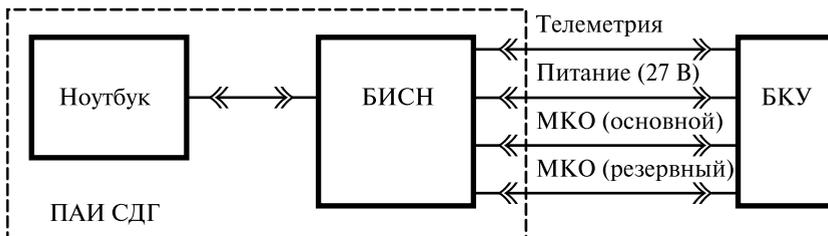


Рис. 2. Функциональная схема работы ПАИ СДГ

Бортовой комплекс управления подключается к блоку БИСН через штатные разъемы по каналам телеметрии, питания и резервированному мультиплексному каналу обмена (МКО). Информационное взаимодействие между БКУ и ПАИ СДГ осуществляется в соответствии с «Протоколом информационного обмена и форматов выходных данных системы датчиков гида». Разработанное в ИКИ РАН программное обеспечение ПАИ СДГ (рис. 3), с одной стороны, реализует функции управления аппаратной частью ПАИ при имитации энергопотребления СДГ, обеспечивает информационный обмен с БКУ по МКО, передачу телеметрических данных, а с другой стороны, имитирует функционирование СДГ в одном из рабочих режимов. Таким образом, подключенный к ПАИ СДГ бортовой комплекс управления не видит разницы между имитатором и реальным прибором и работает с ним точно так же, как будет работать со штатной СДГ.

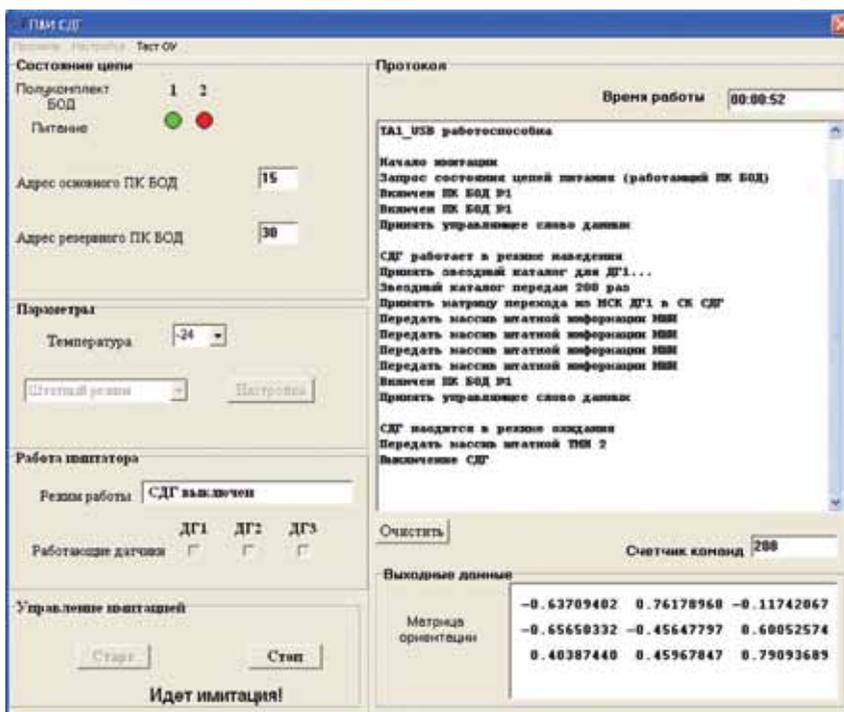


Рис. 3. Главное окно программы имитатора

Рассмотрим основные этапы взаимодействия БКУ с имитатором.

1. *Включение:*

- подача напряжения питания 27В на БИСН;
- тестирование и выбор основного или резервного канала обмена;
- выбор номеров датчиков гида, функционирование которых будет имитироваться в текущем сеансе работы.

2. *Выбор и имитация одного из трех режимов работы СДГ:* наведение; юстировка; передача изображения.

3. *Выключение:*

- прекращение имитации работы датчиков гида;
- снятие питания с БИСН.

После подачи питания на БИСН ПАИ СДГ готов к работе и находится в режиме ожидания команд от БКУ. При этом энергопотребление БИСН составляет 10 Вт, что соответствует случаю работы БОД с выключенными датчиками гида.

Подача команд управления и прием/передача данных при работе БКУ с имитатором производится согласно утвержденному протоколу обмена с реальной СДГ.

Рассмотрим подробнее, как в ПАИ осуществляется имитация основных режимов работы системы датчиков гида: наведение, юстировка и передача изображения.

Наведение

В СДГ режим наведения условно разделяется на два подрежима — идентификации и слежения. В подрежиме идентификации осуществляется экспонирование, вычитание низкочастотной составляющей изображения, локализация объектов и расчет координат их энергетических центров, распознавание объектов в рабочем каталоге, расчет параметров ориентации осей системы координат СДГ относительно осей инерциальной системы координат. После успешного выполнения подрежима идентификации система переходит к подрежиму слежения за гидировочными звездами, предсказывая их перемещение от кадра к кадру и на основе измеренных смещений их координат определяя изменение углового положения осей собственной системы координат.

При имитации режима наведения в ПАИ СДГ от БКУ поступают следующие команды:

- указание номеров работающих датчиков гида; при этом БИСН имитирует потребляемую мощность в расчете 10 Вт на каждый включенный ДГ и 10 Вт — на блок обработки данных;
- передача из БКУ звездного каталога для текущего исследуемого объекта и матриц перехода между системами координат работающих ДГ;
- запрос на формирование и передачу массива штатной информации (МШИ), содержащего данные о рассчитанной СДГ текущей ориентации в инерциальном пространстве; перед запросом первого МШИ выдерживается пауза 10 с, в процессе которой имитируется работа СДГ в подрежиме идентификации.

По истечении 10 с ПАИ автоматически переходит к реализации одного из двух возможных сценариев работы — штатного или нештатного, задаваемого опе-

ратором перед началом работы. Штатный сценарий подразумевает отсутствие сбоев при имитации подрежима идентификации и переход в подрежим слежения. В этом случае СДГ выдает информацию об изменении углового движения каждые 2 с в ответ на получаемые от БКУ запросы МШИ. При реализации нештатной ситуации имитируется случай, когда система датчиков гида не перешла к режиму слежения, например, при недостаточном количестве звезд на кадре или другого сбоя. В этом случае при запросе ориентации ПАИ выставляет бит ошибки выполнения операции, который анализируется БКУ.

Необходимо отметить, что имитация работы СДГ в режиме наведения не подразумевает выполнения всех процедур реальной СДГ, на ПАИ лишь реализуется временная циклограмма обмена, соответствующая штатной. В качестве выходной информации выдается некая фиксированная матрица ориентации.

Юстировка

При работе СДГ в режиме юстировки осуществляется наведение телескопа в область неба, содержащую достаточное количество звезд для регистрации тремя датчиками гида. Путем выполнения одновременного экспонирования всеми датчиками гида и обработки полученных изображений уточняется взаимное положение систем координат трех датчиков гида и рассчитываются значения элементов матриц перехода между системами координат ДГ.

При имитации режима юстировки в ПАИ СДГ от БКУ поступают следующие команды:

- указание номеров работающих датчиков гида; при этом БИСН имитирует потребляемую мощность в расчете 10 Вт на каждый включенный ДГ и 10 Вт — на блок обработки данных;
- передача для каждого из датчиков гида данных звездного каталога;
- запрос на формирование и передачу массива штатной информации (МШИ), содержащего данные о рассчитанной текущей ориентации осей СК каждого ДГ в инерциальном пространстве;
- расчет матриц перехода между системами координат датчиков гида.

Необходимо отметить, что, как и в случае с имитацией режима наведения, в ПАИ СДГ не выполняются процедуры расчета матриц, а только реализуется временная циклограмма обмена, соответствующая штатной. В качестве «рассчитанных» матриц ориентации СК ДГ в инерциальном пространстве и матриц перехода между СК ДГ выдаются некие фиксированные значения.

Передача изображения

В данном режиме СДГ передает по запросу от БКУ изображение, полученное одним или несколькими ДГ. В ПАИ СДГ для имитации этого режима подготовлены три файла, каждый из которых содержит тестовое изображение звездного неба размером 1024×1024 пиксела.

При имитации режима передачи изображения в ПАИ СДГ от БКУ поступают следующие команды:

- указание номеров работающих датчиков гида; при этом БИСН имитирует потребляемую мощность в расчете 10 Вт на каждый включенный ДГ и 10 Вт — на блок обработки данных;

- запрос МШИ;
- запрос на передачу кадра; при этом ПАИ загружает из файла кадр для выбранного ДГ и осуществляет его передачу в БКУ по МКО.

Вся текущая информация в процессе имитации отображается в главном окне, а именно: режим работы СДГ, конфигурация работающих ДГ, время работы программы, краткая информация о принятых/переданных по МКО данных, состояние цепей питания и информация о текущей ориентации. Также все необходимые данные сохраняются в отдельных файлах на диске, при этом для анализа доступна следующая информация:

- действия оператора при работе с программой;
- список команд, переданных по мультиплексному каналу обмена;
- ошибки, зафиксированные для данного сеанса работы.

Как следует из сказанного, при работе с ПАИ СДГ реализуется возможность моделирования всех режимов работы штатной СДГ, что позволяет проводить отладку взаимодействия БКУ с СДГ без использования дорогостоящего прибора. Такие работы проводятся на предприятии МОКБ «МАРС», являющемся разработчиком бортового комплекса управления КА «Спектр-УФ».

В то же время перед разработчиками системы управления КА (НПО им. С. А. Лавочкина) стоят несколько другие задачи, в частности отладка алгоритмов управления угловым движением КА с использованием информации от СДГ. Для решения такой задачи необходимо в реальном времени получать от СДГ данные об ориентации с учетом шумовых характеристик системы при имитации углового движения КА. При этом необходимо моделировать движение звездного неба в поле зрения датчика гида размером 3×3 угл. мин, что является довольно сложной задачей в отсутствие 17-метрового космического телескопа. Выходом является создание имитатора СДГ, который позволял бы программным образом формировать изображение с ПЗС-матрицы датчика гида, осуществлять его обработку и передавать данные об ориентации в систему управления КА.

В качестве такого имитатора в ИКИ РАН был разработан программно-аппаратный комплекс (ПАК) СДГ, речь о котором пойдет во второй части статьи.

ПРОГРАММНО-АППАРАТНЫЙ КОМПЛЕКС

Программно-аппаратный комплекс (ПАК) СДГ представляет собой совокупность программных и вычислительных средств, позволяющих реализовать математическую модель работы СДГ. В состав ПАК СДГ входят два персональных компьютера — ПЭВМ1 и ПЭВМ2, а также комплект интерфейсных кабелей. Функциональная схема ПАК представлена на рис. 4 (см. с. 203).

На ПЭВМ1 используется программное обеспечение, разработанное в ИКИ РАН для реализации математической модели СДГ. В состав указанного ПО входят две программы:

- *StarGuide*, предназначенная для моделирования работы СДГ;
- *Имитатор протокола*, обеспечивающая информационный обмен с ПЭВМ2.

На ПЭВМ2 используется программное обеспечение, разработанное специалистами НПО им. С. А. Лавочкина.

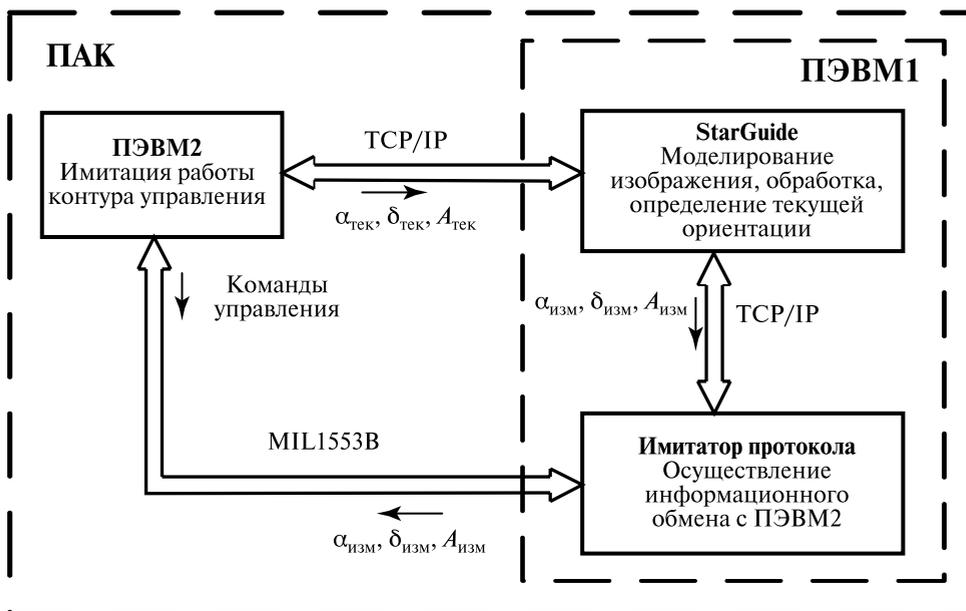


Рис. 4. Функциональная схема работы ПАС СДГ

Рассмотрим подробнее основные этапы работы с комплексом.

Программное обеспечение ПЭВМ2 имитирует динамику движения телескопа Т-170М с учетом работы контура системы управления и передает по TCP/IP в ПЭВМ1 $\alpha_{тек}$, $\delta_{тек}$, $A_{тек}$ (значения трех углов, определяющих текущую ориентацию осей системы координат СДГ в инерциальном пространстве).

На основе полученных значений углов программа *StarGuide* ПЭВМ1 (рис. 5, см. с. 204) осуществляет моделирование изображения небесной сферы на ПЗС-матрице датчика гида, идентичное тому, которое было бы получено на ПЗС-матрице реального датчика гида при заданном положении телескопа.

При моделировании изображения учитываются следующие параметры СДГ и внешней среды:

- фокусное расстояние телескопа Т-170М;
- размер ПЗС-матрицы;
- размер элемента матрицы;
- время экспонирования;
- уровень приборного шума;
- звездный каталог, содержащий звезды до +17-й звездной величины, попадающие в площадку размером 15×15 угл. мин;
- уровень засветки изображения;
- интенсивность протонного потока, проходящего через ПЗС-матрицу.

Каждая из звезд на изображении представляет собой объект площадью 25 элементов, распределение яркостей которого выбирается программой на основе аппроксимации функцией Гаусса изображений звезд, полученных при моделировании прохождения света от звезд через оптическую систему телескопа Т-170М.

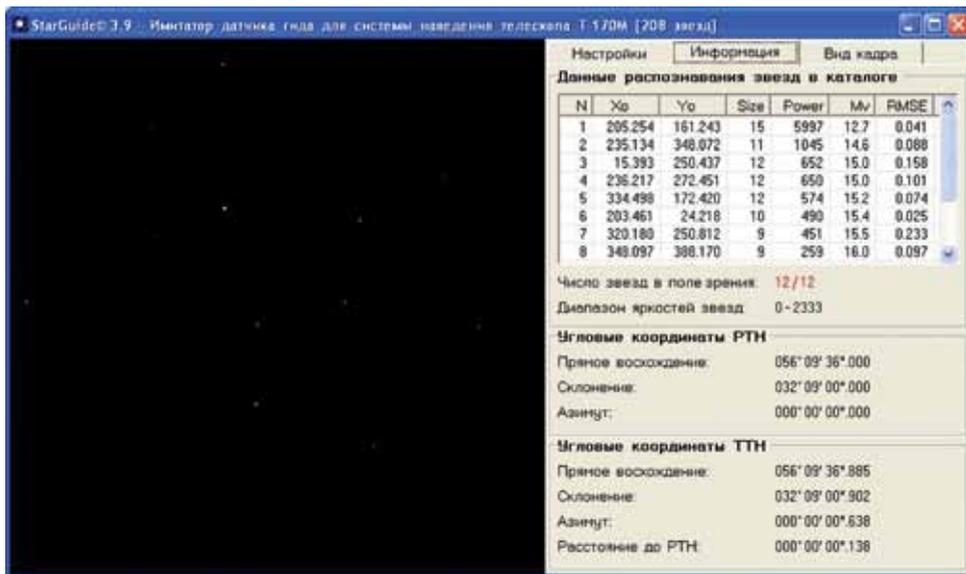


Рис. 5. Главное окно программы реализации математической модели СДГ



Рис. 6. Главное окно программы Имитатор протокола

При поступлении из ПЭВМ2 в ПЭВМ1 запроса на формирование и передачу массива штатной информации программа *StarGuide* осуществляет моделирование процесса обработки изображения и расчета параметров ориентации, а именно:

- вычитание низкочастотной составляющей изображения;
- локализацию объектов и расчет координат их энергетических центров, при этом таблица локализованных объектов выводится в главном окне программы, обеспечивая возможность сопоставления локализованных звезд и объектов на сформированном кадре;
- распознавание объектов в рабочем каталоге;
- расчет углов прямого восхождения, склонения и азимута, определяющих ориентацию осей системы координат СДГ относительно осей инерциальной системы координат ($\alpha_{\text{изм}}$, $\delta_{\text{изм}}$, $A_{\text{изм}}$, см. рис. 4).

Искомые значения трех углов передаются программой *StarGuide* в программу *Имитатор протокола* (рис. 6), которая обеспечивает информационный обмен между ПЭВМ1 и ПЭВМ2 по МКО.

Программа *Имитатор протокола* решает следующие задачи:

- получает от программы *StarGuide* значения рассчитанных углов ориентации;
- осуществляет соединение с ПЭВМ2 по мультиплексному каналу обмена для передачи значений рассчитанных углов ориентации;
- выводит значения углов оператору;
- сохраняет файл, содержащий рассчитанные программой *StarGuide* значения углов ориентации в каждом сеансе работы.

Таким образом, программно-аппаратный комплекс позволяет в отсутствие космического телескопа с фокусным расстоянием 17 м и ПЗС-матрицы датчика гида формировать цифровые изображения звездного неба, максимально близкие к ожидаемым при работе реальной СДГ в космосе. Заложенные в ПО ПАК алгоритмы обработки изображений звезд идентичны алгоритмам, используемым в СДГ, что позволяет при работе с ПАК оценивать достижимые точности определения энергетических центров звезд и параметров ориентации. Наличие возможности обмена по МКО позволяет обрабатывать циклограмму обмена данными между системой управления и СДГ при работе в режиме наведения.

Выводы

Разработка имитаторов звездных приборов является новым направлением деятельности ИКИ РАН. Несомненными достоинствами таких имитаторов является относительная простота изготовления и малая стоимость при наличии возможности реализации значительного числа функций реального прибора. При этом, как видно на примере ПАИ и ПАК СДГ, каждый имитатор может реализовывать ту или иную часть приборных функций, необходимых для решения конкретной задачи при наземной отработке.

В настоящее время один экземпляр ПАИ СДГ используется в ИКИ РАН для отладки программного обеспечения контрольно-проверочной аппаратуры СДГ, а другой экземпляр находится в МОКБ «МАРС», где применяется для отладки процедуры взаимодействия СДГ и БКУ.

Программно-аппаратный комплекс СДГ используется в НПО им. С.А. Лавочкина в задачах оценки шумовой составляющей СДГ при моделировании работы контура управления в процессе наведения и стабилизации телескопа Т-170М.

SOFTWARE AND HARDWARE TOOLS OF THE FINE GUIDANCE SYSTEM GROUND DEVELOPMENT FOR THE T-170M TELESCOPE

E. V. Belinskaya, S. V. Voronkov, I. Yu. Katasonov, E. V. Kolomeyets, V. A. Shamis

Space Research Institute (IKI RAN), Moscow

The article considers software and hardware tools for the Fine Guidance System (FGS) ground development of the T-170M Telescope. These tools are included:

- software and hardware imitator (SHI) for logical and information modelling of the coordination between On-board Control Complex (OCC) and FGS. SHI replaces the real device during tests on the integrated stand, which was build by МОКБ MARS;

- software and hardware complex (SHC) for angular stabilization circuit simulator adjustment (build by NPO Lavochkin) using the FGS mathematical model.

Keywords: the Fine Guidance System, ground adjustment, control and navigation systems, T-170M Telescope, Software and hardware imitator, Software and hardware complex.

Belinskaya Evgeniya — mathematic, E-mail: EVBelinskaya@yandex.ru

Voronkov Sergey Vladimirovich — senior scientist, PhD, E-mail: servor@nserv.iki.rssi.ru.

Katasonov Igor Yur'evich — programmer, E-mail: ikatasonov@gmail.com.

Kolomeets Evgeny Vital'evich — programmer, E-mail: evgeny@nserv.iki.rssi.ru.

Shamis Vladimir Alexandrovich — leading scientist, PhD.

СРЕДСТВА НАЗЕМНОЙ ОТЛАДКИ АСТРОПРИБОРОВ В СОСТАВЕ КОМПЛЕКСНЫХ СТЕНДОВ

С. В. Воронков, Б. С. Дунаев, А. В. Никитин, В. А. Шамис

*Учреждение Российской академии наук
Институт космических исследований РАН (ИКИ РАН), Москва*

В первой части статьи рассмотрен комплекс наземной отладки приборов БОКЗ-М, предназначенный для использования на предприятии-разработчике космического аппарата с целью проверки работы измерительных и исполнительных органов системы управления. Вторая часть посвящена стенду моделирования контура стабилизации телескопа Т-170М, использующего информацию от системы датчиков гида.

Ключевые слова: звездный датчик, стенд, мини-компьютер, имитатор, система датчиков гида, блок обработки данных, телескоп.

Введение

Основным направлением деятельности отдела оптико-физических исследований Института космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН) является разработка датчиков звездной ориентации — приборов семейства БОКЗ. Для решения задач наземной отработки звездных датчиков в ИКИ РАН разработаны различные имитаторы звездного неба, как статические, с помощью которых может быть проверена правильность работы оптико-электронного тракта прибора, так и динамические, позволяющие моделировать условия работы приборов в космосе с высокой достоверностью и проводить проверку функционирования звездных датчиков в штатных режимах [1]. Такие имитаторы изготавливаются институтом для проведения собственных проверок функциональных характеристик приборов, а также по заказу различных предприятий космической отрасли России и зарубежья.

В представленной статье речь пойдет о новой модификации динамических имитаторов, обеспечивающих возможность не только выполнения автономных проверок приборов на предприятии-изготовителе, но и внедрения имитаторов в состав комплексных стендов у заказчика для проведения совместных испытаний звездных датчиков и других измерительных приборов, а также исполнительных органов системы ориентации и стабилизации (СОС) космического аппарата (КА).

В настоящий момент в ИКИ РАН разработаны два устройства подобного рода — инструментальный модуль комплекса проверки функционирования приборов (ИМ КПФ) БОКЗ-М и стенд полунатурного моделирования контура прецизионной стабилизации телескопа Т-170М с использованием системы датчиков гида (СДГ).

Воронков Сергей Владимирович — старший научный сотрудник, кандидат технических наук, E-mail: servor@nserv.iki.rssi.ru.

Дунаев Борис Семенович — главный конструктор проекта.

Никитин Андрей Владимирович — старший научный сотрудник, кандидат технических наук. E-mail: andvnik935@yandex.ru.

Шамис Владимир Александрович — ведущий научный сотрудник, кандидат технических наук.

1. ИНСТРУМЕНТАЛЬНЫЙ МОДУЛЬ КОМПЛЕКСА ПРОВЕРКИ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ ПРИБОРОВ БОКЗ-М

К основным заказчикам приборов БОКЗ-М относится ОАО «ВПК «НПО Машиностроения»» (НПОМАШ), для которого ИКИ РАН поставил нескольких образцов звездных датчиков. При проведении наземных испытаний перед разработчиками системы ориентации и стабилизации стояла задача отладки программного обеспечения (ПО) СОС при взаимодействии с входящими в ее состав двумя приборами БОКЗ-М. Помимо этого существовала необходимость проверки в наземных условиях работы СОС при моделировании движения космического аппарата по планируемой для него орбите. С точки зрения прибора БОКЗ-М движение по орбите представляет собой изменение изображений звездного неба в его поле зрения, при этом конфигурация звезд, скорость их перемещения относительно прибора и другие параметры внешней среды зависят от орбитальных параметров. Моделирование перемещения звезд в поле зрения прибора может быть осуществлено на стенде динамических испытаний, подробное описание которого дано в работе [1]. Тем не менее, для решения рассматриваемой задачи совместной отработки СОС и функционирования БОКЗ-М такой стенд не совсем подходит, в первую очередь из-за ограниченных функциональных возможностей. Кроме того, габариты стенда не обеспечивают возможность работы с приборами, установленными на космический аппарат. В связи с этим перед ИКИ РАН была поставлена задача разработки так называемого инструментального модуля комплекса проверки функционирования приборов БОКЗ-М, который должен был отвечать следующим требованиям:

- сопоставимость габаритно-массовых характеристик комплекса с аналогичными характеристиками испытываемого прибора, что позволяет устанавливать его на бленду звездного датчика и проводить с ним работу при наземных отладках прибора на КА;
- обеспечение возможности моделирования движения небесной сферы в поле зрения прибора с учетом динамики движения КА и параметров внешней среды;
- возможность осуществления приема управляющих команд от компьютера контрольно-проверочной аппаратуры (КПА) СОС, совместимость с модулем расчета параметров ориентации орбитальной системы координат относительно инерциальной, а также модулем расчета положения Солнца и Луны в инерциальной системе координат.

В качестве аналога при разработке комплекса был взят коллиматорный блок имитатора звездного неба (КБИЗ), разработанный в ИКИ РАН в рамках проекта «Фобос-Грунт» [1]. При этом для ИМ КПФ в качестве имитатора источников излучения был выбран используемый в КБИЗ мини-компьютер Sony VAIO VGN UX, а конструкция КБИЗ претерпела значительные изменения, направленные на уменьшение ее массы и габаритов. Кроме того, в силу особенностей стоящих перед ИМ КПФ задач, программное обеспечение КБИЗ было модифицировано в части, касающейся возможности управления моделированием орбитального движения на основе команд, передаваемых по локальной сети.

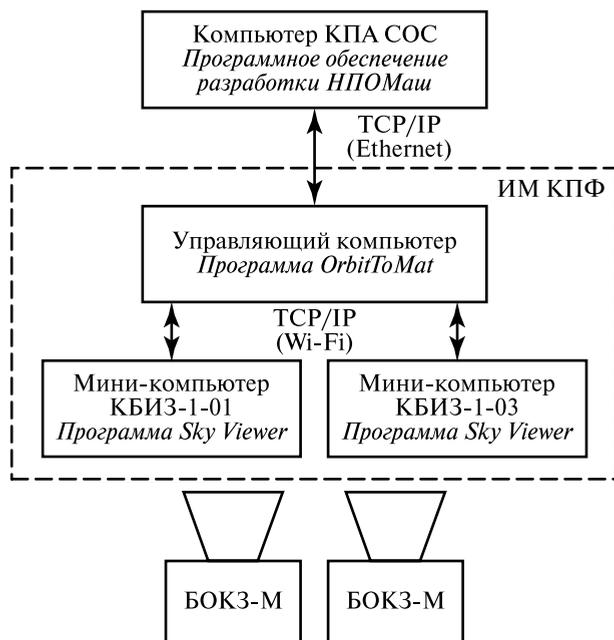


Рис. 1. Структурная схема ИМ КПФ

В состав ИМ КПФ вошли:

- два (по числу используемых приборов) коллиматорных блока имитатора звездного неба (КБИЗ-1-01, КБИЗ-1-03), каждый из которых устанавливался на соответствующий прибор БОКЗ-М и обеспечивал имитацию изображений небесной сферы в его поле зрения;
- управляющий компьютер со специальным программным обеспечением, предназначенным для дистанционного управления совместной работой КБИЗ-1-01 и КБИЗ-1-03, а также взаимодействия с компьютером контрольно-проверочной аппаратуры СОС.

Структурная схема ИМ КПФ представлена на рис. 1.

Рассмотрим принципы работы ИМ КПФ. КБИЗ устанавливается на бленду соответствующего прибора, как показано на рис. 2 (см. с. 210). Входящий в состав каждого КБИЗ мини-компьютер (рис. 3, см. с. 210) содержит разработанное в ИКИ РАН программное обеспечение (программа Sky Viewer), обеспечивающее моделирование движения изображений небесной сферы по экрану мини-компьютера. Моделирование может осуществляться в автономном и комплексном режимах. Автономный режим требует ввода начальных параметров и подачи команды на запуск моделирования, после которой программа начинает рассчитывать кеплеровские элементы орбиты и отображать на экране конфигурацию звезд, соответствующую текущей ориентации. Такой режим может использоваться при необходимости проверки работы отдельного прибора, отладки его программного обеспечения или связи с бортовой вычислительной системой при функционировании в штатном режиме.

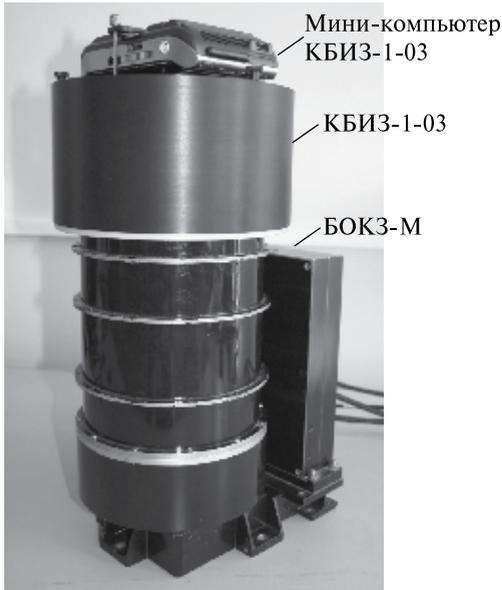


Рис. 2. Установка КБИЗ-1-03 на прибор БОКЗ-М

Комплексный режим является более важным и востребованным с точки зрения разработчиков СОС. В этом режиме моделирование изображений звездного неба на каждом КБИЗ осуществляется на основе матрицы направляющих косинусов осей системы координат КА в инерциальной системе координат, передаваемых в КБИЗ по локальной сети управляющим компьютером с заданной частотой. Программное обеспечение КБИЗ позволяет задавать в качестве исходных данных матрицу ориентации осей приборной системы координат (ПСК) БОКЗ-М относительно осей системы координат (СК) КА. Таким образом, при работе с ИМ КПФ обеспечивается возможность моделирования в поле зрения каждого БОКЗ-М именно той картины звездного неба, которую он будет наблюдать при движении по орбите в составе конкретного КА.

В общем случае схему работы ИМ КПФ при отработке приборов в составе космического аппарата можно представить следующим образом. Программное обеспечение КПА СОС реализует динамическую модель движения КА по выбран-

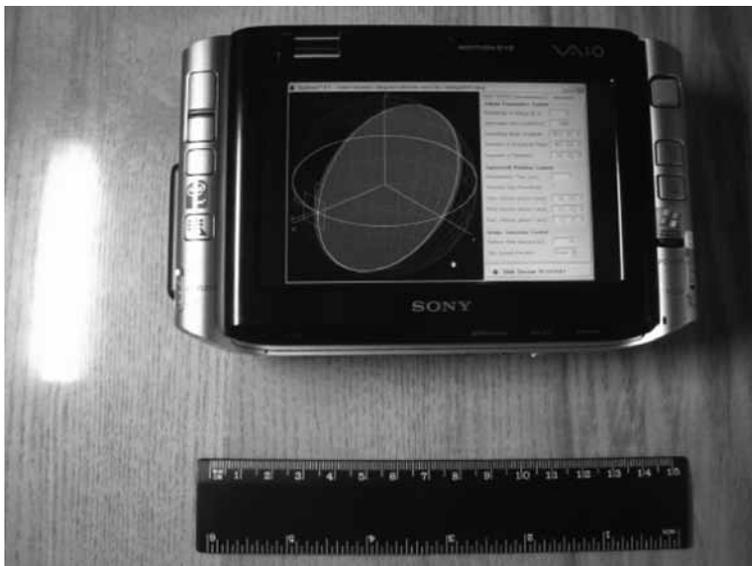


Рис. 3. Мини-компьютер Sony VAIO VGN UX

ной орбите, используя оскулирующие элементы орбиты с привязкой к заданному времени. Одновременно ПО КПА СОС рассчитывает направляющие косинусы положения Солнца и Луны в инерциальной системе координат. По локальной сети Ethernet (с использованием протокола TCP/IP) ПО КПА СОС передает рассчитанные баллистические параметры в управляющий компьютер, которые тот, в свою очередь, транслирует в КБИЗ по локальной сети с использованием беспроводного протокола Wi-Fi. Программное обеспечение каждого КБИЗ на основе полученных орбитальных параметров с учетом матрицы установки прибора на КА рассчитывает текущую ориентацию поля зрения прибора на небесной сфере и выводит соответствующее изображение на экран мини-компьютера КБИЗ. При наступлении ситуации, когда угол между оптической осью прибора и одним из небесных тел станет меньше некоторого граничного значения (для прибора БОКЗ-М с установленным КБИЗ-1-03 это значение составляет 30° , прибора БОКЗ-М с установленным КБИЗ-1-01 — 36°), произойдет засветка поля зрения, что при работе с ИМ КПФ будет выглядеть как увеличение фона предьявляемого прибору изображения звездного неба на экране мини-компьютера.

Как следует из сказанного, с помощью ИМ КПФ у разработчиков СОС появилась реальная возможность смоделировать на Земле практически все возможные ситуации, с которыми приборам БОКЗ-М придется столкнуться в космосе при выполнении полетной миссии.

2. СТЕНД ПОЛУНАТУРНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ КОНТУРА ПРЕЦИЗИОННОЙ СТАБИЛИЗАЦИИ ТЕЛЕСКОПА Т-170М С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СДГ

Относительно новой разработкой ИКИ РАН является система датчиков гида (СДГ) телескопа Т-170М космического аппарата «Спектр-УФ» [2]. Для решения задач совместной отладки СДГ с другими измерительными и исполнительными органами, входящими в состав системы управления телескопом Т-170М, ИКИ РАН по заказу НПО им. С.А.Лавочкина создал стенд полунатурного моделирования контура прецизионной стабилизации телескопа Т-170М с использованием системы датчиков гида, предназначенный для разработки алгоритмов управления угловым движением КА «Спектр-УФ», моделирования работы контура управления угловым движением в переходных режимах и в режиме прецизионной стабилизации телескопа Т-170М. Прообразом стенда служит программно-аппаратный комплекс СДГ (ПАК СДГ), описание которого приведено в статье настоящего сборника: *Белинская Е.В., Воронков С.В., Катасонов И.Ю., Коломеец Е.В., Шамис В.А.* «Программно-аппаратные средства наземной отработки системы датчиков гида телескопа Т-170М» (см. с. 197).

В программно-аппаратном комплексе СДГ на одном персональном компьютере (ПЭВМ1) моделируется получаемое от датчика гида (ДГ) изображение и осуществляется его обработка алгоритмами, идентичными алгоритмам, заложенным в блок обработки данных (БОД) штатной СДГ. Рассчитанные параметры ориентации передаются по мультиплексному каналу обмена в другой персональный компьютер (ПЭВМ2), имитирующий бортовой комплекс управления и реализующий математическую модель движения телескопа Т-170М, по данным которой в ПЭВМ1 моделируется движение звезд в поле зрения ДГ. На стенде логика работы

остается прежней, только вместо математической модели СДГ используется образец СДГ, включающий один датчик гида и нерезервированный блок обработки данных, идентичный штатному образцу с точки зрения шумовых характеристик. Моделирование изображения участка звездного неба на стенде осуществляется в так называемом имитаторе изображений звезд (ИИЗ), представляющем собой персональный компьютер со специальным программным обеспечением, с двумя мониторами: монитором оператора и монитором ИИЗ — жидкокристаллическим монитором со светодиодной подсветкой, располагаемым в поле зрения датчика гида (рис. 4).

Перемещение звезд по экрану монитора ИИЗ осуществляется на основе данных об угловом положении осей системы координат СДГ относительно осей второй экваториальной системы координат, передаваемых в ИИЗ из ПЭВМ2 по локальной сети Ethernet. С помощью объектива изображение с экрана монитора ИИЗ проецируется на ПЗС-матрицу датчика гида, расположенного на фиксированном расстоянии от монитора ИИЗ. Макет СДГ получает от ПЭВМ2 по мультиплексному каналу обмена (МКО) команды, в соответствии с которыми он выполняет экспонирование, обработку кадра, расчет параметров ориентации и выдачу их в ПЭВМ2 по МКО. Функциональная схема стенда приведена на рис. 5 (см. с. 213).

Разработанное специальное программное обеспечение стенда дает возможность приема по локальной сети с частотой до 20 Гц новых исходных данных об ориентации СК СДГ, обновляя картину звездного неба на экране монитора ИИЗ с той же частотой. Каждая звезда на мониторе представляет собой объект, размер которого задается пользователем в опциях программы. Рассмотрим способ формирования изображения звезды на стенде. С учетом известной оптической схемы телескопа и местоположения ПЗС-матриц датчиков гида на фокальной поверхности телескопа рассчитываются распределения освещенности в изображениях звезд, попадающих на разные участки ПЗС-матриц ДГ [2]. Полученные изображения хорошо аппроксимируются эллиптическими функциями Гаусса, параметры которых зависят от положения изображений звезд на ПЗС-матрице ДГ. Программное обеспечение стенда осуществляет расчет яркостей элементов монитора ИИЗ, входящих в изображение звезды, используя аппроксимирующие функции и

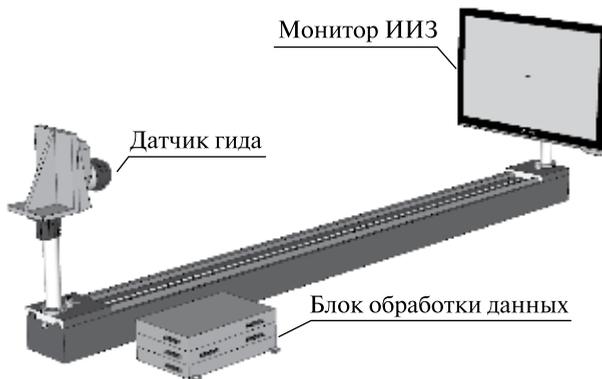


Рис. 4. Общий вид стенда

таблицу кодировки звездных величин, задаваемую пользователем перед началом работы.

Работа СДГ на стенде реализуется следующим образом. Из ПЭВМ2 по мультикомплексному каналу обмена в блок обработки данных СДГ подается команда на выдачу данных об ориентации. При первом получении такой команды СДГ осуществляет экспонирование, первичную обработку изображения, расчет координат энергетических центров локализованных объектов, распознавание их в бортовом каталоге и расчет параметров ориентации. Время выполнения указанных операций может занять до 10 с, при этом необходимо, чтобы в поле зрения ДГ попало не менее четырех звезд. В случае успешного отождествления звезд СДГ автоматически переходит в подрежим слежения за гидировочными звездами, прогнозируя перемещение их изображений по ПЗС-матрице от кадра к кадру. При этом СДГ может выдавать информацию об изменении углового положения один раз в две секунды по получении соответствующей команды от ПЭВМ2, имитирующей бортовой комплекс управления. Алгоритмы работы СДГ предусматривают возможность ее функционирования в подрежиме слежения за звездами при наличии любого количества звезд в поле зрения ДГ, вплоть до одной. Для выдачи информации об изменении углового положения относительно трех осей необходимо иметь в поле зрения не менее трех звезд, в случае же наличия в поле зрения ДГ двух звезд будут выдаваться данные об изменении положения только по двум координатам, а при наличии одной звезды СДГ будет выдавать данные об ее относительном смещении за время между двумя соседними командами.

Рассмотренный стенд позволяет разработчикам системы управления КА «Спектр-УФ» отладить алгоритмы наведения и стабилизации телескопа Т-170М и оценить шумовые характеристики СДГ.

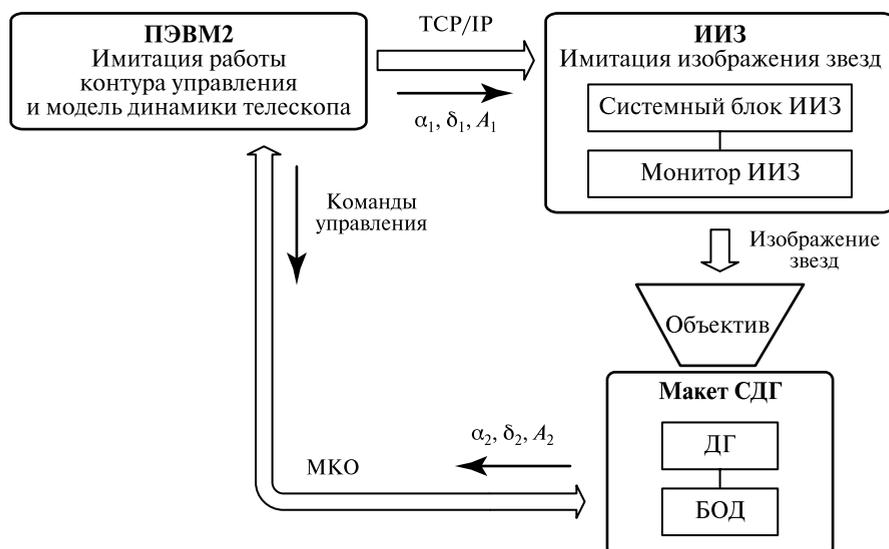


Рис. 5. Функциональная схема стенда: α_1, δ_1, A_1 — углы, определяющие угловое положение осей СК СДГ, переданные в качестве исходных данных в ИИЗ из ПЭВМ2; α_2, δ_2, A_2 — углы, определяющие угловое положение осей СК СДГ, рассчитанные СДГ на стенде

Заключение

Рассмотренный в статье инструментальный модуль комплекса проверки функционирования приборов введен в эксплуатацию в ОАО «ВПК «НПО Машиностроения» и используется для работ с приборами БОКЗ-М.

Поставка стенда полунатурного моделирования контура прецизионной стабилизации телескопа Т-170М с использованием системы датчиков гида в НПО им. С. А. Лавочкина запланирована на середину 2011 г.

Литература

1. Аванесов Г. А., Воронков С. В., Дунаев Б. С., Красиков В. А., Шамис В. А., Форш А. А. Имитаторы звездного неба для наземной обработки датчиков астроориентации // Всерос. научно-технич. конф. «Соврем. проблемы определения ориентации и навигации космич. аппаратов». Россия, Таруса, 22–25 сент. 2008: Сб. тр. М.: ИКИ РАН. 2009. С. 372–385 (Сер. «Механика, управление и информатика»).
2. Аванесов Г. А., Воронков С. В., Зиман Я. Л., Красиков В. А., Куделин М. Ю., Форш А. А. Система датчиков гида телескопа Т-170М / Всерос. научно-технич. конф. «Соврем. проблемы определения ориентации и навигации космич. аппаратов». Россия, Таруса, 22–25 сент. 2008: Сб. тр. М.: ИКИ РАН. 2009. С. 41–55 (Сер. «Механика, управление и информатика»).

ASTROTRACKERS GROUND DEBUGGING FACILITIES AS A PART OF COMPLEX TEST EQUIPMENT

S. V. Voronkov B. S. Dunaev, A. V. Nikitin, V. A. Shamis

Space Research Institute (IKI RAN), Moscow

The on-ground complex for star trackers BOKZ-M's testing is considered in the first part of the article. This complex is used by spacecrafts developer for the purpose of checking how the control system operates. The second part of the article is devoted to the equipment of simulating of the telescope's stabilization contour using the fine guidance system's data.

Keywords: tar tracker, testing bench, minicomputer, imitator, fine guidance system, data processing module, telescope.

Voronkov Sergey Vladimirovich — senior scientist, PhD, E-mail: servor@nserv.iki.rssi.ru.

Dunayev Boris Semenovich — head project constructor.

Nikitin Andrey Vladimirovich — senior scientist, PhD, E-mail: andvnik935@yandex.ru.

Shamis Vladimir Alexandrovich — leading scientist, PhD.

ЛАБОРАТОРНЫЙ СТЕНД ДЛЯ ОТРАБОТКИ АЛГОРИТМОВ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИИ И НАВИГАЦИИ, ОСНОВАННЫХ НА ОБРАБОТКЕ ВИДЕОИЗОБРАЖЕНИЙ ОБЪЕКТОВ И ЗВЕЗДНОГО НЕБА

С. П. Трофимов¹, Д. С. Иванов², Д. О. Нуждин¹,
М. Ю. Овчинников²

¹ Государственное образовательное учреждение высшего профессионального образования «Московский физико-технический институт (государственный университет)» (МФТИ), Москва

² Институт прикладной математики им. М. В. Келдыша Российской академии наук (ИПМ им. М. В. Келдыша), Москва

Описывается стенд, разработанный в Центре прикладных космических технологий и микрогравитации (г.Бремен, Германия), и рассматриваются некоторые реализованные на нём алгоритмы управления движением и ориентацией. Они основаны на обработке изображений, получаемых с укрепленной на макете камеры. Объектом распознавания может служить освещенная часть другого аппарата (моделирование группового полета) либо конфигурация «звёзд», попадающих в поле зрения камеры. Продемонстрированы результаты экспериментов по выполнению заданного типа относительного движения для двух макетов. Обсуждается вопрос точности рассматриваемых алгоритмов.

Работа выполнена при частичной поддержке DAAD (Программа Leonard Euler, реферат 325), РФФИ (проект № 09-01-00431) и Минобрнауки (ГК № 02.740.11.0860).

Ключевые слова: определение ориентации, навигация, групповой полет, обработка изображений, звездная камера.

1. ОПИСАНИЕ СТЕНДА

Стенд под названием LUVEX был разработан в Центре прикладных космических технологий и микрогравитации (ZARM) при Бременском университете (Германия) [1, 2]. Основной частью стенда являются стол со стеклянным покрытием размером 2,5×2 м и два макета на воздушной подушке, которые оборудованы импульсными двигателями. Двигатели, как и устройство, реализующее воздушную подушку, используют сжатый воздух, баллоны с которым симметрично укреплены на макетах (рис. 1, см. с. 216). Давление сжатого воздуха примерно 200 бар, и, таким образом, в четырёх баллонах хранится около 8 м³ воздуха, что обеспечивает непрерывную работу макета на протяжении 20...25 мин. Конструкция стенда позволяет моделировать управляемое плоское движение тел. Сбор информации с датчиков и управление клапанами двигателей и воздушной подушки осуществляется установленным на макете бортовым компьютером. Макет оборудован соответствующей инфраструктурой для беспроводной передачи внешних управляющих

Трофимов Сергей Павлович — студент, E-mail: sertrofimov@yandex.ru.

Иванов Данил Сергеевич — аспирант, E-mail: danilivanov@mail.ru.

Нуждин Дмитрий Олегович — студент, E-mail: nuzhdin@phystech.edu.

Овчинников Михаил Юрьевич — заведующий отделом, доктор физико-математических наук, профессор, E-mail: ovchinni@keldysh.ru.



Рис. 1. Внешний вид стенда



Рис. 2. Веб-камера



Рис. 3. Источник света



Рис. 4. Модель звездного неба

сигналов на бортовой компьютер. Кроме того, в целях реализации рассматриваемых алгоритмов определения положения и ориентации на верхней части одного из макетов была помещена веб-камера (рис. 2). Часть помещения, где установлен стеклянный стол, отгорожена светонепроницаемой тканью. В качестве Солнца — источника света — использована частично задрапированная лампа дневного света (рис. 3). В целях моделирования звёздного неба к потолку прикреплены светодиоды (рис. 4).

2. ОПИСАНИЕ АЛГОРИТМА, ОСНОВАННОГО НА РАСПОЗНАВАНИИ ОСВЕЩЕННОЙ ЧАСТИ НЕКОТОРОГО ОБЪЕКТА

Основная идея этого алгоритма заключается в следующем: по анализу снимка какого-либо центрального тела с известными параметрами (модель ведущего спутника), т.е. по размерам его освещенной части, вычисляется расстояние до этого тела и угол между направлениями на тело и на источник света [3]. Макет в данном случае представляет собой модель дочернего спутника. В целях упрощения расчё-

тов и увеличения точности в качестве центрального тела был выбран цилиндр. В проведённых экспериментах на полом железном цилиндре была закреплена полоса белой ткани, остальная его часть была задрапирована (рис. 5). Исходя из расстояния до источника света и его сравнительно небольших размеров считаем в первом приближении, что центральное тело освещается параллельным пучком света. По мере движения макета производимые с некоторой периодичностью ($t \approx 2$ с) снимки обрабатывались в среде MatLab. Далее полученные в результате обработки данные о положении и ориентации макета передавались по беспроводному Wi-Fi-соединению на бортовой компьютер. На их основе работал алгоритм поддержания заданного типа движения (рис. 6).

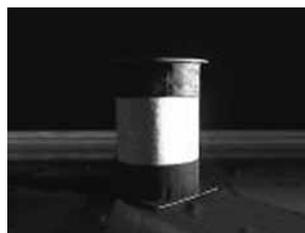


Рис. 5. Неподвижное центральное тело

На рис. 7 схематично изображены вид сверху на макет, обозначенный точкой O (его размеры в данном случае не принципиальны для понимания метода), и центральное тело цилиндрической формы, освещаемое параллельными лучами света от некоторого источника. Ось цилиндра пересекает плоскость рисунка в точке C , а перпендикулярная прямая, проведенная к радиусу цилиндра через точку O , касается его в точке A .



Рис. 6. Блок-схема алгоритма



Рис. 7. Вид сверху на макет и центральное тело

Задача калибровки камеры в простейшем случае (без учета дисторсий) сводится к нахождению мультипликаторов, связывающих линейные размеры вдоль каждой из двух осей калибровочной плоскости (плоскости, в которую помещается двумерная точечная калибровочная сетка) с расстоянием между пикселями на снимке. Зная калибровочные мультипликаторы k_x и k_y , можно найти высоту h_0 и ширину w_0 освещённой области, которые бы она имела, находясь в калибровочной плоскости:

$$h_0 = k_x h_{pix}, \quad (1)$$

$$w_0 = k_y w_{pix}. \quad (2)$$

Здесь h_{pix} и w_{pix} — размеры освещённой области в пикселях, полученные при обработке изображения. Угловые размеры освещённой области равны

$$\varphi_h = \frac{h_0}{d_0}, \quad (3)$$

$$\varphi_w = \frac{w_0}{d_0}. \quad (4)$$

Здесь d_0 — расстояние от плоскости изображения до калибровочной плоскости. Теперь, зная реальную высоту цилиндра h , можем найти расстояние до центрального тела:

$$d = \frac{h}{\varphi_h}. \quad (5)$$

Угол между направлением на центральный объект и направлением лучей света от источника определяется цепочкой равенств:

$$\begin{aligned} \theta &= \frac{\pi}{2} + \angle OCB = \frac{\pi}{2} + \left(\frac{\pi}{2} - \alpha - \angle BCA \right) \approx \pi - \arcsin \left(\frac{r}{r+d} \right) - \arccos \left(\frac{r-d \cdot \sin \beta}{r} \right) = \\ &= \pi - \arcsin \left(\frac{r}{r+d} \right) - \arccos \left(1 - \frac{d\varphi_w}{r} \right). \end{aligned}$$

В итоге получаем выражение

$$\theta = \pi - \arcsin \left(\frac{r}{r+d} \right) - \arccos \left(1 - \frac{d\varphi_w}{r} \right). \quad (6)$$

Рассмотренный метод также позволяет найти другие величины, знание которых может быть полезно в работе алгоритма управления, например, отклонение направления на центр цилиндра от центра кадра. Кроме того, сравнивая результаты обработки последовательно сделанных снимков, можно оценить скорость движения аппарата, снабжённого камерой. Точность такой оценки, очевидно, повышается с увеличением частоты получаемых кадров.

Рассмотрим некоторые принципиальные недостатки реализованного метода. Во-первых, существует область засветки — область пространства, в которой в объектив камеры попадает источник света, что делает невозможным корректную обработку снимка. Размер этой области варьируется в зависимости от поля зрения

камеры и углового размера источника и в проведенных экспериментах соответствует $\theta = (180 \pm 15)^\circ$. При прохождении области засветки в процессе управления использовались только данные акселерометра и датчика угловой скорости.

Вторым, менее существенным, недостатком является неоднозначность определения угла θ при его малых значениях, когда макет, центральное тело и источник света располагаются практически вдоль одной прямой. Действительно, при $-\alpha \leq \theta \leq \alpha$ поперечный размер освещенной области не изменяется и равен $\beta_{\max} = \varphi_w = 2\alpha$. Можно оценить этот размер в проведенных экспериментах. Выбираем для оценки $r = 14$ см, $d \approx 120$ см, следовательно, $\beta_{\max} \approx 2 \arcsin\left(\frac{r}{r+d}\right) \approx 12^\circ$.

Поэтому результатом обработки снимка при нахождении макета в данной зоне всегда будет $\theta = \alpha$, что может привести к выработке неправильных управляющих воздействий. Сходством со случаем засветки является то, что управление должно опираться при прохождении проблемной области на данные акселерометра и датчика угловой скорости, но есть и отличие: информация о расстоянии до центрального тела остается справедливой.

3. ОПИСАНИЕ АЛГОРИТМА, ОСНОВАННОГО НА РАСПОЗНАВАНИИ «ЗВЕЗД»

На выбор того или иного метода идентификации «звезд» для моделирования на стенде в ZARM были наложены определенные ограничения:

- невозможность табулирования межзвездных угловых расстояний, меняющихся с изменением удаления камеры от плоскости «неба»;
- отсутствие различий в яркости между «звездами»;
- использование в качестве звездной камеры обычной веб-камеры, подверженной различным дисторсиям и требующей периодической recalibration.

Кроме того, недостаточная предсказуемость «орбитального» движения — движения макета по столу — делала трудноосуществимым применение рекурсивных алгоритмов. Как следствие всех факторов был выбран калибровочно-инвариантный “*lost-in-space*” алгоритм, основанный на триангуляции Делоне.

Триангуляцией Делоне (далее — ТД) для множества точек на плоскости называют такую триангуляцию, что никакая точка не содержится внутри окружности, описанной вокруг любого треугольника с вершинами в точках данного множества (рис. 8). Основным свойством ТД является максимизация минимального угла среди всех углов всех построенных треугольников. Таким образом, исключаются «тонкие» треугольники. Помимо этого, для заданного набора точек ТД — единственная.

Идея применения ТД в задаче идентификации звезд известна [4]. Еще раньше был

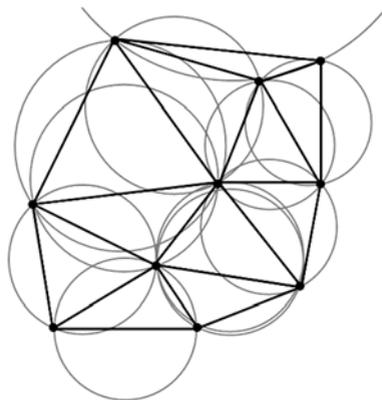


Рис. 8. Пример выполненной триангуляции Делоне

предложен первый калибровочно-инвариантный алгоритм, подразумевающий использование внутренних углов в образованных звездами треугольниках вместо межзвездных угловых расстояний [5]. Для моделирования на стенде в ZARM с учетом всех особенностей и ограничений было решено использовать синтез этих двух алгоритмов.

Именно единственность ТД позволяет использовать ее как инструмент в алгоритме идентификации участка звездного неба: для всех звезд неба с яркостью выше пороговой для данной камеры (для стенда в ZARM — для всех «звезд» на «небе») строится единственно возможная ТД, т.е. на основе звездного каталога создается база данных, содержащая информацию о всех треугольниках из ТД. Под информацией для каждого треугольника можно понимать, например, номера (координаты) звезд, образующих треугольник, и два внутренних угла, наибольший и наименьший, в треугольнике. Далее, при условии, что в поле зрения камеры попадает достаточно большое количество звезд, большая часть треугольников из ТД полученного снимка будет присутствовать в базе данных о ТД для всего неба (за исключением, быть может, треугольников, содержащих звезды вблизи границ кадра). Такие треугольники в дальнейшем будем называть правильными. Руководствуясь взятой из базы данных информацией о каждом распознанном на снимке треугольнике, можно получить массив предполагаемых координат для некоторой фиксированной точки снимка (например, центра кадра). Если распознанный треугольник — правильный, то соответствующий элемент массива предполагаемых координат выбранной точки будет близок к ее истинным координатам. Таким образом, выбирая из массива подмассив максимальной длины, элементы которого близки друг к другу, можно с достоверностью утверждать, что среднее значение элементов такого подмассива будет лишь незначительно отличаться от истинных координат выбранной точки. Подобные рассуждения и составляют основу выбранного метода идентификации.

Алгоритм реализован в среде MatLab. В качестве звездной камеры использовалась веб-камера производства фирмы Philips с размером ПЗС-матрицы 640×480 пиксела. После отработки алгоритма на бортовой компьютер посылалась информация о местоположении макета в системе координат, связанной со столом, и угле поворота системы координат, связанной с макетом, относительно системы координат, связанной со столом. На основе нескольких последовательных измерений вычислялись линейные скорости вдоль каждой из двух осей и угловая скорость вращения макета.

4. РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТОВ

4.1. Определение положения и ориентации макета по освещенной части другого объекта

Для подтверждения применимости метода осуществлены эксперименты по поддержанию заданного типа движения макета вокруг центрального тела. В качестве таких типов движения были использованы удержание начального положения и круговой обход с постоянной угловой скоростью.

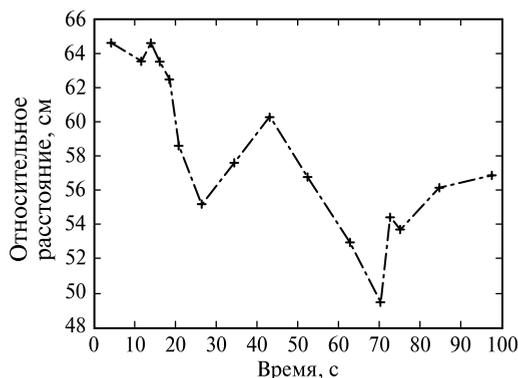


Рис. 9. Зависимость относительного расстояния от времени

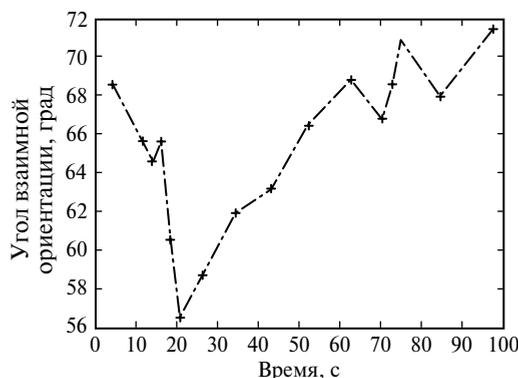


Рис. 10. Зависимость угла относительной ориентации от времени

На рис. 9 и 10 показаны зависимости расстояния d и угла θ от времени в эксперименте, когда целью управления было удержать макет неподвижным (сохранить как его положение на столе, так и ориентацию). Измерения, помеченные крестиками, для наглядности соединены отрезками прямых линий. В промежуток времени примерно с 15-й по 20-ю с произошло ощутимое отклонение от начального положения как по расстоянию, так и по углу. Далее, до 45-й с, алгоритм управления осуществлял одновременную корректировку обоих параметров. После этого угловой уход от начального значения продолжил уменьшаться, в то время как управление расстоянием ухудшилось. Наиболее вероятным объяснением такого поведения макета является то, что аппарат «срезал» путь, что привело к V -образному провалу на графике зависимости расстояния от времени. Причиной этого является не только стремление возвратиться в начальную точку по кратчайшей траектории, но и инерционность макета, что приводит к трудностям при реализации движения по траекториям с большим радиусом кривизны.

На рис. 11 (см. с. 222) показана траектория макета в одном из проведенных экспериментов. На протяжении движения по дуге размером порядка 120° получаемые из анализа изображений сведения о положении и ориентации макета помога-

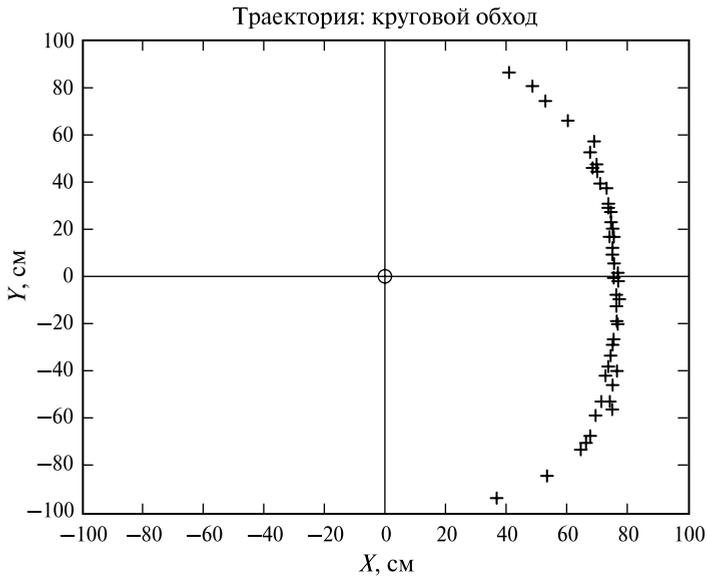
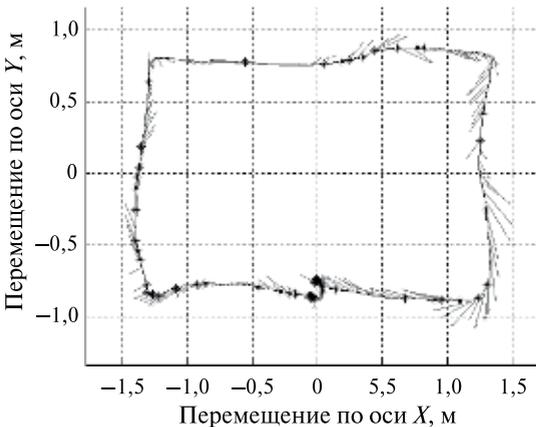


Рис. 11. Траектория макета при попытке кругового обхода центрального тела

ли построить управление, соответствующее заданному типу движения — круговому обходу. Крестиками обозначены измерения положения центра масс макета. X , Y — система координат в плоскости стола.

4.2. Определение положения и ориентации макета по «звездам»

Исследуем характеристики реализованного алгоритма определения положения и ориентации макета. Под быстроедействие алгоритма будем понимать количество времени, необходимого для определения положения и ориентации макета. Для исследования этой характеристики достаточно провести серию экспериментов по определению положения движущегося макета. На рис. 12 изображены результаты одного из таких экспериментов, в котором макет двигался по периметру стола; серые стрелки — линейные скорости макета во время движения; X , Y — система координат в плоскости стола.



серые стрелки — линейные скорости макета во время движения; X , Y — система координат в плоскости стола.

На рис. 13 (см. с. 223) показана зависимость времени, потраченного на определение положения,

Рис. 12. Определение положения макета во время движения по периметру стола. Серыми стрелками обозначены направления вектора скорости, звездочками — положения центра масс макета, в которых возникли проблемы с определением ориентации

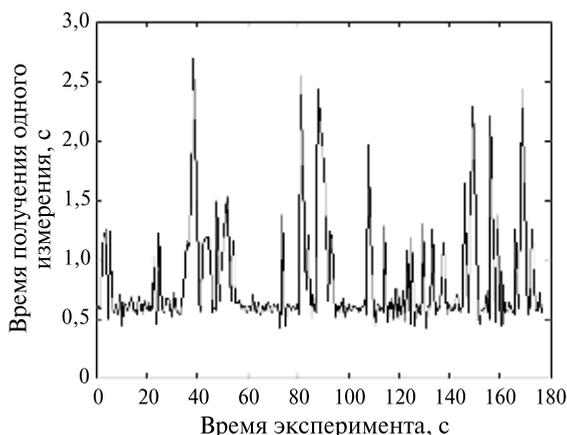


Рис. 13. Зависимость времени, потраченного на определение положения, от времени эксперимента

от времени эксперимента. Видно, что, если алгоритм сумел определить ориентацию по снимку, сделанному веб-камерой, то на полный цикл определения положения, включающий получение снимка, его фильтрацию и обработку, уходит в среднем примерно 0,6 с. Это время незначительно отличается от снимка к снимку и зависит от количества «звезд», попавших в поле зрения кадра, от положения треугольников ТД в базе данных (тратится различное время на поиск) и т. д.

Однако иногда возникает ситуация, когда алгоритм не может определить текущее положение макета. Это обусловлено тем, что все предполагаемые координаты макета, вычисленные на основе каждого треугольника ТД участка неба, отличаются на величину, превышающую заданную ошибку. Другими словами, не оказалось хотя бы двух близких значений координат. Перечислим основные причины, по которым возникает такая ситуация:

а) *наличие участков неба со слишком малым количеством «звезд»*; когда макет находится под таким участком, может случиться так, что ТД участка звездного неба даст на выходе только один треугольник, входящий в базу данных треугольников, тогда как для успешного определения положения необходимо иметь хотя бы два таких треугольника;

б) *высокая скорость движения макета по столу*; при большой скорости движения снимки «звезд» смазываются и, как следствие, их центры светимости определяется с ошибкой; всё это приводит к тому, что в базе данных вместо нужного треугольника находится другой треугольник, более подходящий по значениям ошибочно рассчитанных углов.

На рис. 13 также отчетливо видно «квантование» времени, ушедшего на определение положения макета. На это уходило время, равное времени обработки от одного до четырех снимков «звездного неба» (каждый по 0,6...0,7 с). Несмотря на достаточно большое количество точек, в которых алгоритм не смог определить положения макета, среднее время определения составляет 0,72 с.

Оценим точность работы алгоритма определения положения и ориентации макета. Это можно сделать несколькими способами. Например, можно проверить

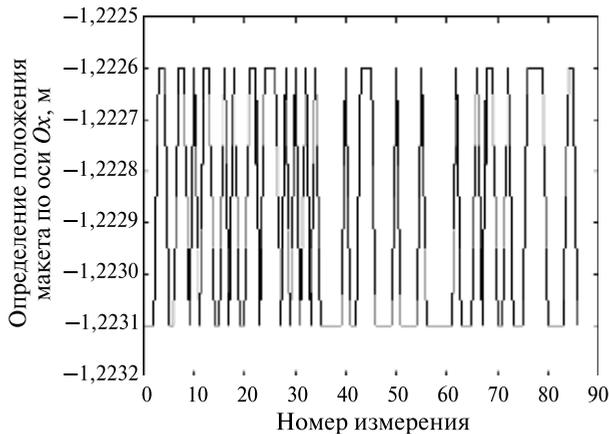


Рис. 14. Точность определения положения в состоянии с нулевой скоростью

работу алгоритма в состоянии покоя. На рис. 14 приведены данные об одной из координат макета, получаемые в состоянии его покоя.

Наилучшая точность определения положения составляет порядка одного миллиметра. Сложнее определить точность работы алгоритма в состоянии движения, так как во время движения макета изображения «звезд» смазываются, что влияет, прежде всего, на точность вычисления их центров светимости, а, значит, и на определение положения. Легко понять, что, чем быстрее движется макет во время получения снимка, тем хуже точность. Более того, при скорости, выше определённой, ошибки определения центров звёзд будут таковыми, что алгоритм не сможет найти среди базы данных полученные треугольники Делоне, т.е. алгоритм будет не работоспособен.

Заключение

В работе описан стенд, позволяющий моделировать плоское движение тела и созданный с целью отработки и верификации алгоритмов определения положения и ориентации малых спутников. Демонстрируются результаты экспериментов для двух таких алгоритмов.

Литература

1. *Иванов Д.С., Вальтер Т., Биндель Д., Овчинников М.Ю.* Стенд для отработки алгоритмов управления движением многоэлементных систем: Препринт ИПМ им. М. В. Келдыша РАН. № 56. М.: ИПМ РАН, 2008. 32 с.
2. *Биндель Д., Зараменских И.Е., Иванов Д.С., Овчинников М.Ю., Прончева Н.Г.* Лабораторный стенд для верификации алгоритмов управления группировкой спутников // Изв. РАН. Теория и системы управления. 2009. Т. 48. № 5. С. 109–117.
3. *Иванов Д.С., Овчинников М.Ю., Трофимов С.П.* Применение фотограмметрического метода в задаче автономного определения относительного движения группы макетов: Препринт ИПМ им. М. В. Келдыша РАН. № 5. М.: ИПМ РАН, 2010. 30 с.

4. Wang Z. L., Quan W. An All-Sky Autonomous Star Map Identification Algorithm // IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine. 2004. N. 19. P. 10–14.
5. Samaan M. A., Mortari D., Junkins J. L. Non-Dimensional Star Identification for Uncalibrated Star Cameras // AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting, Ponce, Puerto Rico, Paper No. AAS 03-131, Feb., 2003.

**TEST BED FOR VERIFICATION OF NAVIGATION AND ATTITUDE
DETERMINATION ALGORITHMS BASED ON PROCESSING
OF IMAGES OF CELESTIAL BODIES AND STARRY SKY**

S. P. Trofimov¹, D. S. Ivanov², D. O. Nuzhdin¹, M. Yu. Ovchinnikov²

¹ *Moscow Institute of Physics and Technology (State University) (MIPT), Moscow*

² *Keldysh Institute of Applied Mathematics of Russian Academy of Sciences, Moscow*

The test bed developed at the Center of Applied Space Technologies and Micro-gravitation (Bremen, Germany) is described. A number of implemented algorithms of control and navigation are considered. They are based on the processing of images from the camera installed onto the mock-up. Either illuminated part of the other mock-up or «star» configuration can serve as the objects to be recognized. The experimental results obtained for certain types of relative motion are shown. The accuracy of the algorithms considered is discussed.

Keywords: attitude determination, navigation, formation flying, image processing, star tracker.

Trofimov Sergey Pavlovich — master student, E-mail: sertrofimov@yandex.ru.

Ivanov Danil Sergeevich — student, PhD, E-mail: danilivanov@mail.ru.

Nuzhdin Dmitry Olegovich — master student, E-mail: nuzhdin@phystech.edu.

Ovchinnikov Michael Yurievich — chief of department, doctor of physical and mathematical science, professor. E-mail: ovchinni@keldysh.ru.

РАЗРАБОТКА ЛАБОРАТОРНОГО СТЕНДА ДЛЯ ОТРАБОТКИ МАКЕТА ЗВЕЗДНОЙ КАМЕРЫ

А. А. Дегтярев¹, С. С. Ткачев¹, Д. А. Мыльников²

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

² Государственное образовательное учреждение высшего профессионального образования «Московский физико-технический институт (государственный университет)» (МФТИ), Москва

Представлены результаты исследований по созданию и отработке учебного лабораторного стенда для полунатурного моделирования работы звездного датчика ориентации. Описана структура стенда и разработанная процедура его предварительной калибровки. Основное внимание в статье уделено разработке и исследованию алгоритмов распознавания и идентификации звезд и определения параметров движения с использованием стендового оборудования.

Работа выполнена с помощью гранта Президента Российской Федерации для государственной поддержки молодых российских ученых – кандидатов наук (МК-2020.2010.1).

Ключевые слова: звездный датчик, лабораторный стенд, калибровка, идентификация звездных конфигураций, ориентация спутника.

Введение

Использование испытательного стендового оборудования является неотъемлемой частью процесса разработки систем различного назначения. Всесторонние проверки модулей и систем в целом, тестирование программно-аппаратного комплекса в различных условиях позволяют провести большое число необходимых испытаний и свести к минимуму вероятность сбоев при работе в реальных условиях.

В статье представлены результаты исследований по созданию лабораторного стенда, предназначенного для моделирования работы звездного датчика ориентации. Рассматриваются вопросы программно-аппаратного моделирования (имитации) звездного неба, наблюдаемого при относительном движении камеры, решается задача предварительной калибровки стенда, детально проработаны и программно реализованы различные алгоритмы обработки изображений, идентификации звездных конфигураций и определения вектора фазового состояния системы. Приводятся результаты испытаний стенда. Большое внимание уделяется вопросам точности и быстродействия разрабатываемых алгоритмов. Работа является продолжением исследований, начатых в [1].

Описанные работы проводятся авторами в учебно-исследовательской лаборатории «Управление и динамика сложных информационно-механических систем», созданной на базе кафедры теоретической механики МФТИ. Основная цель, которая преследуется при создании стенда, — разработка методического базиса, необходимого для обучения молодых специалистов, который позволит им детально

Дегтярев Александр Александрович — старший научный сотрудник, кандидат физико-математических наук, E-mail: degtal@yandex.ru.

Ткачев Степан Сергеевич — аспирант, E-mail: stevens_1@mail.ru.

Мыльников Дмитрий Александрович — студент, E-mail: altsiona@yandex.ru.

разобраться во всех тонкостях работы прибора. Все результаты исследований нашли отражение в разработанных и подготовленных учебно-методических работах, которые проводятся со студентами по данной тематике в рамках учебного курса «Динамика и управление механическими системами».

1. УСТРОЙСТВО ЛАБОРАТОРНОГО СТЕНДА

В состав разработанного стенда входят два персональных компьютера. Первый компьютер используется в качестве имитатора звездного неба и на его мониторе отображается часть пространства, наблюдаемая при программно моделируемом движении сенсора. Второй компьютер, с подключенной к нему цифровой камерой, образует макет звездного датчика и осуществляет управление чувствительным элементом датчика, проводит анализ данных, решая задачи распознавания полученных изображений, идентификации звезд, определения ориентации и угловой скорости. Схема стенда представлена на рис. 1.

Для имитации звездного неба используется созданная авторами компьютерная программа *SkyImitation*, которая использует данные каталога звезд [2], охватывающего всю небесную сферу. Каждая строка каталога содержит информацию об имени звезды, ее яркости и двух сферических координатах, которые задаются во второй экваториальной системе координат (рис. 2). В этой системе основной является плоскость небесного экватора, совпадающая с плоскостью земного экватора.

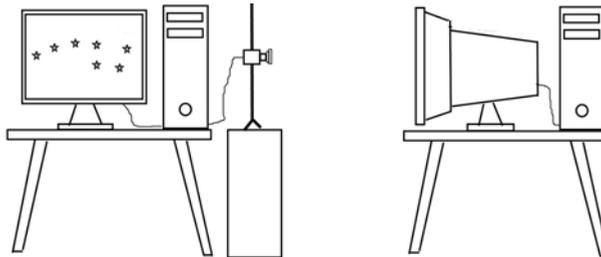


Рис 1. Схема лабораторного стенда

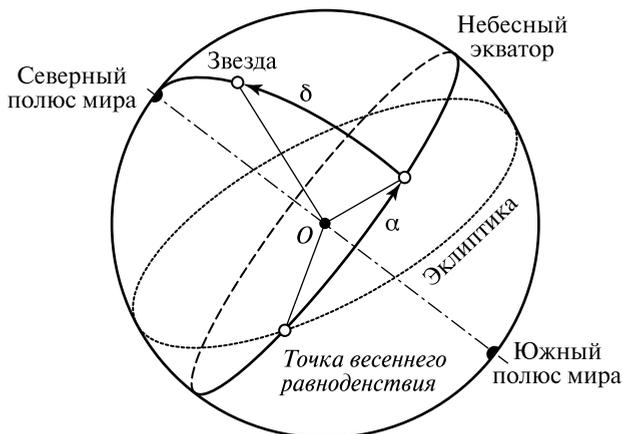


Рис. 2. Вторая экваториальная система координат

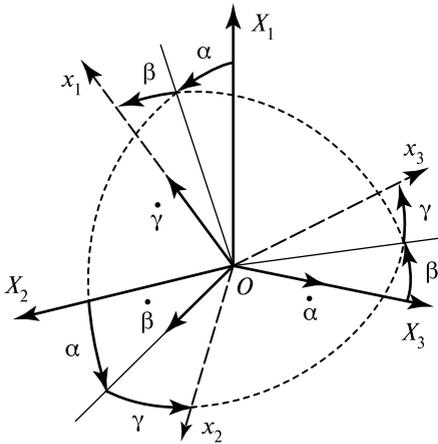


Рис. 3. Ориентация связанной системы координат относительно инерциальной

Одна координата звезды представляет собой склонение δ (угловое расстояние от плоскости небесного экватора до светила), другая — прямое восхождение α (угловая мера дуги небесного экватора от точки весеннего равноденствия — точки пересечения небесного экватора и эклиптики, в которой Солнце в своем годовом движении переходит из южного полушария в северное, — до круга склонения светила).

Для моделирования движения звездного датчика вводятся две правые декартовы системы координат (рис. 3) с началом O в центре небесной сферы: $OX_1X_2X_3$ — инерциальная система координат, ось OX_1 лежит в плоскости небесного экватора и направлена в точку весеннего равноденствия, ось OX_3 направлена вдоль

оси вращения Земли, ось OX_2 дополняет систему до правой тройки; $Ox_1x_2x_3$ — подвижная (связанная со спутником) система координат, оси которой являются главными осями инерции спутника, на котором установлен датчик; предполагается, что оптическая ось датчика совпадает с осью Ox_1 , а плоскость фотодетектора (далее — модельная плоскость фотодетектора) параллельна плоскости Ox_2x_3 .

Определим ориентацию системы координат $Ox_1x_2x_3$ относительно инерциальной системы самолетными углами α, β, γ (см. рис. 3).

Ориентацию связанной системы координат относительно инерциальной удобно записать в матричной форме:

$$X = Ax,$$

где A — матрица направляющих косинусов.

Уравнения движения спутника имеют вид

$$J\dot{\omega} + \omega \times J\omega = M_0.$$

Здесь J — тензор инерции, вычисленный в главных центральных осях; ω — абсолютная угловая скорость; M_0 — суммарный момент внешних сил. Динамические уравнения замыкаются посредством кинематических соотношений Пуассона вида

$$\dot{\tau}_i = \omega \times \tau_i,$$

где τ_i — орт соответствующей оси связанной системы координат.

В качестве момента внешних сил рассматриваются восстанавливающие, возмущающие и управляющие моменты различной природы. В простейшем случае используется нулевой момент и спутник, а вместе с ним и звездный датчик, совершает регулярную прецессию с известными параметрами.

Численное интегрирование уравнений движения с заданными начальными условиями (начальная угловая скорость и ориентация), параметрами системы и орбиты позволяет определить матрицу направляющих косинусов (текущую ориентацию звездного датчика относительно инерциальной системы) в каждый момент времени. В соответствии с задаваемым пользователем полем зрения камеры

определяется «наблюдаемая» часть пространства. Сферические координаты звезд (α , δ) пересчитываются в декартовы координаты инерциальной системы $Ox_1x_2x_3$, которые, в свою очередь, с помощью известной матрицы направляющих косинусов переводятся в связанную систему $Ox_1x_2x_3$. Координаты звезд в связанной системе трансформируются в сферические координаты (φ , θ), определяющие ориентацию вектора направления на звезду (рис. 4).

Для отображения звезд на мониторе имитатора используется графическая библиотека OpenGL. Посредством перспективной проекции наблюдаемые объекты (звезды) из сферической системы (φ , θ), пересчитываются в прямоугольную систему координат, связанную с модельной плоскостью фотодетектора, и отображаются на мониторе имитатора. Размер и яркость отображаемых объектов являются функциями звездной величины; количество отображаемых объектов — настраиваемый параметр.

В программе управления имитатором также реализована функция отображения фоновых (шумовых) объектов, а именно, засветка части наблюдаемого пространства, отображение объектов, неподвижных относительно плоскости фотодетектора (моделирование дефектов матрицы), и подвижных объектов (моделирование наличия космического мусора).

В качестве чувствительного элемента макета звездного датчика используется web-камера Philips PCVC720K.

Основные технические характеристики сенсора Philips PCVC720K

Сенсор	1/4" CMOS
Размер пиксела	8 мкм
Размер матрицы	5,08×3,81 мм
Разрешение	640×480 (стоп-кадр)
	352×288 (видео)
Встроенный объектив	фокусное расстояние 5,2 мм
	апертура f2.6
	угол обзора H40°
Максимальная частота кадров	30 кадр/с
Интерфейс подключения	USB

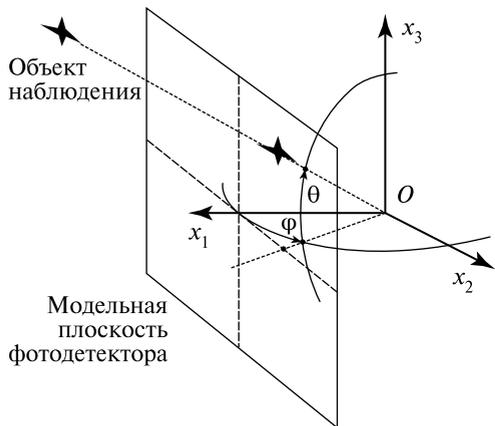


Рис. 4. Ориентация вектора направления на звезду в связанной системе координат

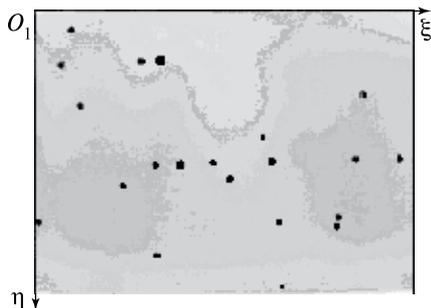


Рис. 5. Система координат, связанная с плоскостью фотодетектора

Транслируемое имитатором изображение «захватывается» камерой. Покадровый анализ полученного видеоизображения проводится в прямоугольной системе координат $O_1\xi\eta$, связанной с плоскостью фотодетектора (рис. 5, см. с. 229).

2. ПОДГОТОВКА СТЕНДА К РАБОТЕ. ПРЕДВАРИТЕЛЬНАЯ КАЛИБРОВКА

Кардинальным отличием настоящего стенда от существующих промышленных аналогов [3] является отсутствие между монитором имитатора и камерой специального оптического коллиматора, который обеспечивает моделирование «бесконечной удаленности» объектов наблюдения и частично решает задачу сохранения реального углового расстояния между ними.

Для корректного решения задачи идентификации звезд по полученному изображению необходимо предварительно провести взаимную калибровку системы имитатор — камера, т. е. реализовать процедуру, позволяющую проводить преобразования из прямоугольной системы координат $O_1\xi\eta$ в сферические координаты (φ, θ) , определяющие ориентацию вектора направления на звезду в связанной системе координат. При этом необходимо минимизировать ошибки между модельными (имитируемым) значениями углов и восстановленными значениями по всему полю зрения камеры.

Задачу калибровки можно попытаться решить предварительной «настройкой» стенда, подбирая параметры отображения и расстояние между камерой и имитатором с учетом оптических параметров камеры. Но такой подход довольно трудоемок, а главное, является причиной значительных ошибок и неточностей, полный учет которых невозможен. Кроме того, не стоит забывать о различных оптических эффектах, приводящих к искажению как имитируемого, так и наблюдаемого изображения. Сильное искажение наблюдаемой картины происходит на этапе проецирования звезд из сферической системы координат на плоскость. Оптические эффекты объектива — аберрации — также значительно искажают изображение. Теоретический расчет дисторсии требует знания размеров и радиусов кривизны поверхностей всех линз. К тому же возникают погрешности из-за неидеальной установки элементов оптической системы (например, плоскости линз объектива, матрицы и монитора не перпендикулярны оптической оси). Таким образом, использование «геометрического» подхода трудоемко и приводит к большим погрешностям.

Для калибровки стенда был выбран метод, разработанный в [4, 5]. В программе управления имитатором реализован специальный режим визуализации калибровочных изображений с программно задаваемыми параметрами. Калибровочное изображение представляет собой сетку, в узлах которой отображаются объекты в соответствии с известным угловым положением в сферической системе координат (φ, θ) . Кроме того, существует возможность прорисовки дополнительных линий, являющихся границами модельного поля зрения и служащих ориентирами для начального позиционирования камеры относительно имитатора. Пример калибровочного изображения на мониторе имитатора представлен на рис. 6 (см. с. 231).

Далее происходит «захват» калибровочного изображения, его распознавание и вычисление координат соответствующих узлов в прямоугольной системе. Таким образом, получается набор калибровочных данных соответствия между модельными

угловыми координатами и реальными линейными координатами наблюдаемых объектов (рис. 7).

Предлагаемые методы построения калибровочных функций не требуют никаких априорных знаний о структуре и природе компенсируемых ошибок. Наличие калибровочных данных (калибровочных таблиц) позволяет применять различные процедуры интерполяции значений между известными узлами. Недостатком подобного подхода является большое количество вычислений и необходимость постоянно хранить в памяти значительные объемы информации.

Этих недостатков можно избежать, построив прямую функциональную зависимость между углами направления на источник излучения в сферической системе координат и координатами

$$\varphi = f_1(\xi, \eta), \quad \theta = f_2(\xi, \eta)$$

центра масс изображения посредством полиномиальной аппроксимации калибровочных функций. Суть данного метода заключается в следующем. Функции $f_1(\xi, \eta)$, $f_2(\xi, \eta)$ могут быть представлены в виде полиномиального разложения Тейлора:

$$f_1 = \sum_{k=0}^n \sum_{l=0}^k b_{kl}^1 \xi^l \eta^{k-l} = b_{00}^1 + b_{10}^1 \eta + b_{11}^1 \xi + b_{20}^1 \eta^2 + b_{21}^1 \xi \eta + b_{22}^1 \xi^2 + \dots,$$

$$f_2 = \sum_{k=0}^n \sum_{l=0}^k b_{kl}^2 \xi^l \eta^{k-l} = b_{00}^2 + b_{10}^2 \eta + b_{11}^2 \xi + b_{20}^2 \eta^2 + b_{21}^2 \xi \eta + b_{22}^2 \xi^2 + \dots,$$

где n — порядок аппроксимации. Рассматриваемую функциональную зависимость можно записать в векторном виде:

$$\begin{pmatrix} \varphi \\ \theta \end{pmatrix} = \vec{f}(\xi, \eta) = \begin{pmatrix} b_{00}^1 & b_{10}^1 & b_{11}^1 & \dots \\ b_{00}^2 & b_{10}^2 & b_{11}^2 & \dots \end{pmatrix} \begin{pmatrix} 1 \\ \eta \\ \xi \\ \vdots \end{pmatrix} = \mathbf{B} \begin{pmatrix} 1 \\ \eta \\ \xi \\ \vdots \end{pmatrix}.$$

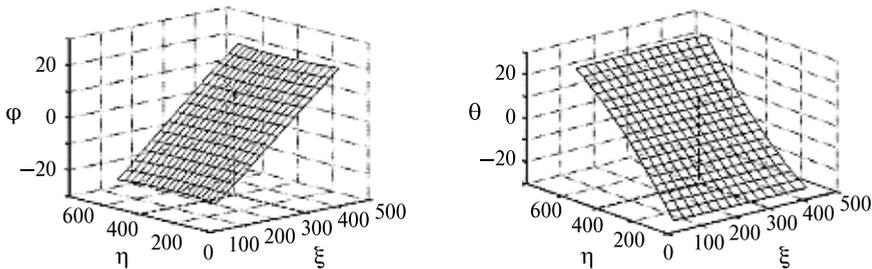


Рис. 7. Графическое представление калибровочных данных

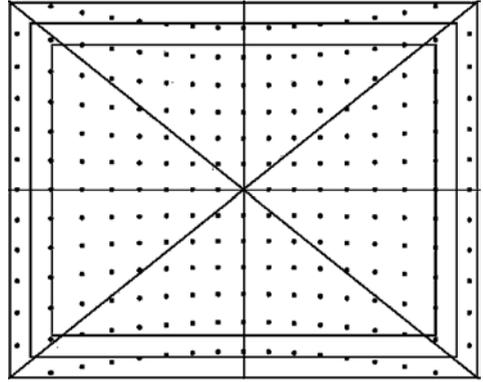


Рис. 6. Калибровочное изображение

Для определения матрицы коэффициентов полиномов \mathbf{B} необходимо решить следующую оптимизационную задачу:

$$\min_{\left\{ \begin{matrix} \bar{\varphi}_{\xi, \eta} \\ \bar{\theta}_{\xi, \eta} \end{matrix} \right\}} \left\| \begin{pmatrix} \bar{\varphi} \\ \bar{\theta} \end{pmatrix}_{\xi, \eta} - \bar{f}(\bar{\xi}, \bar{\eta}) \right\|^2 =$$

$$= \min_{\left\{ \begin{matrix} b_{kl}^1 \\ b_{kl}^2 \end{matrix} \right\}} \left\{ \sum_{\xi, \eta=1}^N \left[\left(\bar{\varphi}_{\xi\eta} - \sum_{k=0}^n \sum_{l=0}^k b_{kl}^1 \bar{\xi}^l \bar{\eta}^{k-l} \right)^2 + \left(\bar{\theta}_{\xi\eta} - \sum_{k=0}^n \sum_{l=0}^k b_{kl}^2 \bar{\xi}^l \bar{\eta}^{k-l} \right)^2 \right] \right\}.$$

Здесь верхнее подчеркивание означает принадлежность соответствующих параметров к калибровочным данным, N — число узлов калибровочной сетки.

Вычисление матрицы коэффициентов полиномов происходит один раз, далее она остается неизменной в процессе работы (если не меняются конструктивные параметры системы), и операция определения углового направления на источник сводится к матричному умножению.

В ходе проведенных экспериментов проводилась оценка точности предложенных калибровочных методов. Для этого использовались два независимых набора данных. Пример параметров соответствующих имитационных изображений приведен в табл. 1.

Таблица 1. Параметры калибровочных изображений при анализе точности калибровки стенда

Наборы данных	φ, град			θ, град		
	мин.	макс.	шаг	мин.	макс.	шаг
1	-18,0	18,0	2,0	-12	12,0	2,0
2	-13,5	13,5	1,5	-7,5	7,5	1,5

Первый набор данных использовался для построения калибровочных функций (построения калибровочных таблиц и вычисления матрицы коэффициентов полинома); второй набор — для контроля точности. Координаты центров масс изображений узлов подвергались преобразованию, полученные значения углов $(\bar{\varphi}, \bar{\theta})$ направления на источник сравнивались с реальными значениями (φ, θ) (значениями, задаваемыми на имитаторе) и определялись ошибки по обоим углам.

В табл. 2 представлены результаты тестирования четырех калибровочных методов в терминах среднего μ и максимального M значения ошибки по всему полю зрения прибора.

Следует отметить, что предварительная калибровка звездной камеры является одной из основных задач при подготовке устройства к миссии. Наряду с быстрым действием одним из основных показателей качества оптического датчика является точность определения ориентации, на которую качество калибровки прибора оказывает значительное влияние. С использованием предложенного в работе метода могут быть достигнуты прецизионные точности приборов, о чем свидетельствуют результаты работ [4, 5], где подобный метод применялся при калибровке прототипа солнечного датчика.

Таблица 2. Значения ошибки определения направления на объект

Методы интерполяции	$\mu, \times 10^{-3}$, град		$M, \times 10^{-3}$, град		M , пиксели матрицы	
	φ	θ	φ	θ	φ	θ
Линейная интерполяция	3,0	3,3	13,3	10,6	0,12	0,09
Кубическая интерполяция	2,8	3,2	13,4	10,9	0,12	0,10
Бикубическая сплайновая интерполяция	2,8	3,3	13,4	11,3	0,12	0,10
Полиномиальная аппроксимация 3-й степени	9,3	8,1	23,0	28,8	0,20	0,25

3. РАБОТА МАКЕТА ЗВЕЗДНОГО ДАТЧИКА

Основная цель разработки стенда — создание многофункционального средства, позволяющего проводить тестирование и сравнение различных алгоритмов, лежащих в основе функционирования звездного датчика ориентации.

Вторая часть работы посвящена проблеме разработки и оптимизации алгоритмов распознавания изображений, идентификации звездных конфигураций, определения текущей ориентации и угловой скорости движения спутника. Основное внимание уделяется точности и быстродействию программно-алгоритмического комплекса в целом.

3.1. Распознавание изображений

Задача распознавания звезд (или звездноподобных объектов) решается в несколько идеализированной постановке. На имитируемых изображениях отсутствуют объекты сложной конфигурации. В частности, не отображаются треки, природой которых является большое время экспозиции при значительных угловых скоростях движения камеры, и шумы, вызванные прохождением протонов через фотоприемную матрицу под большим углом к ее оптической оси. Как отмечалось ранее, на изображениях, передаваемых на камеру, присутствуют только точечные объекты (звезды и помехи) и шумы, имитирующие стороннюю неоднородную засветку.

Распознавание изображения проводится в несколько этапов. Фильтруются шумовые засветки путем разбиения всего изображения на подобласти и вычитания из текущей интенсивности каждого пиксела среднего значения интенсивности по соответствующей области (данное разбиение необходимо для борьбы с неоднородными засветками). Далее сканируется фильтрованное изображение и определяются локальные максимумы сигнала. Интегральная интенсивность сигнала в окрестности обнаруженных максимумов (размер области локализации объекта считается известным) согласно заданному критерию обнаружения сравнивается с текущим шумовым порогом. При выполнении условий критерия объект считался обнаруженным, и вычисляется его центр масс в системе координат, связанной с плоскостью фотодетектора:

$$\xi_c = \frac{\sum \xi_i I_i}{\sum I_i}, \quad \eta_c = \frac{\sum \eta_i I_i}{\sum I_i},$$

где (ξ_i, η_i) — координаты пикселей изображения, попадающие в область локализации точечного сигнала; I_i — соответствующие интенсивности. Одновременно вычисляется интегральная интенсивность обнаруженных точечных объектов, проводится сортировка по интенсивности и список самых ярких объектов передается для последующего анализа. Длина списка является настраиваемым параметром.

Процедура распознавания узлов калибровочных сеток несколько отличается от распознавания имитируемых изображений неба. В данном случае требуется найти большое число объектов (от 100 до 400), не пропустив ни одного. При этом необходимо установить положение всех объектов относительно центральной точки сетки, для того чтобы в дальнейшем найти однозначное соответствие между имитируемыми и распознанными объектами.

Процедура распознавания начинается с центральной точки, размеры которой несколько отличаются от остальных объектов и служат хорошим признаком для ее идентификации. Далее используется априорная информация о структуре сетки, которая позволяет прогнозировать положение изображений соседних узлов по ранее обнаруженным. Предложенный метод упрощает поиск и обнаружение объектов, сводя его к алгоритму прогноз — подтверждение — коррекция, а также позволяет автоматически получить желаемое соответствие между имитируемыми и обнаруженными объектами.

3.2. Идентификация звездных конфигураций

После проведения распознавания объектов и определения «реальных» угловых расстояний между ними с использованием найденных ранее калибровочных функций производится их идентификация путем сравнения полученных конфигураций с конфигурациями, представленными в звездном каталоге.

Проблема идентификации звезд наряду с задачей распознавания является основным фактором, определяющим качество работы прибора в целом. Это самая ресурсоемкая операция, и если корректное решение задачи распознавания в целом определяет точность, то от методов решения задачи идентификации напрямую зависит быстродействие системы.

В работе проведен анализ существующих подходов и разработанных алгоритмов решения задачи идентификации в различных ее постановках.

Одна из основных идей, базовая при реализации многих алгоритмов идентификации, состоит в том, что звезды из каталога представляются в виде вершин ненаправленного графа G_1 , вес ребер которого равен угловому расстоянию между звездами. Объекты, найденные после анализа захваченного изображения, также представляются в виде ненаправленного графа G_2 . Основная задача состоит в реализации «быстрых» методов поиска подграфа от G_1 , изоморфного G_2 . Простейшие алгоритмы данного класса описаны в работах [6, 7]. Алгоритм *k-vector search*, предложенный в работе [8], реализует оптимизацию скорости поиска. Модификация этого подхода (*Pyramid algorithm*), описанная в [9], делает процесс поиска устойчивым при наличии большого числа «ложных» объектов в поле зрения камеры.

К другой группе алгоритмов идентификации относятся так называемые алгоритмы сеток (или алгоритмы шаблонов) [10, 11], основная идея которых заключается в том, что с каждой звездой ассоциируется битовая матрица (или шаблон). Значение поля матрицы равно 1, если в него попадает звезда, соседняя к выбран-

ной, в противном случае значение поля равно 0. Для идентификации звездных конфигураций используется побитовое сравнение матриц, построенных для анализируемого изображения, с соответствующими шаблонами из каталога.

Все вышеперечисленные алгоритмы относятся к типу LIS (Lost In Space) и характеризуются тем, что для их реализации не нужна никакая априорная информация о текущей ориентации и угловой скорости камеры.

При наличии априорных данных о движении сенсора, полученных от сторонних устройств либо предварительно вычисленных посредством LIS-алгоритмов, положение звезд в системе фотодетектора может быть спрогнозировано с высокой точностью. В этом случае задачи распознавания и идентификации сводятся к задаче сопровождения, выполняемой по схеме прогноз — коррекция [12], что существенно увеличивает быстродействие системы в целом.

Развернутое описание и классификация основных алгоритмов идентификации звездных конфигураций представлены в [11, 13].

В нашей работе реализованы три алгоритма идентификации. На первом этапе использовался метод многоугольников [6]. Очевидными недостатками данного метода являются низкое быстродействие (неоптимальность по времени поиска) и неустойчивость при наличии «ложных» объектов.

Авторами был разработан алгоритм, оптимизированный по скорости поиска. Размер каталога ограничивается N самыми яркими звездами. Каждой звезде присваивается уникальный номер. Создается таблица размером $N \times N$, в ячейках которой находятся значения угловых расстояний δ_{ij} между звездами с соответствующими номерами. С помощью построенной таблицы осуществляется «быстрое» сопоставление номеров звезд и расстояний. Кроме того, создается список, каждая строка которого содержит информацию о номерах звезд и угловом расстоянии между ними. Список ограничен в соответствии с полем зрения используемого датчика и упорядочен по возрастанию расстояний. Как было отмечено, например в [9], между номером пары n в таком списке и угловым расстоянием δ между соответствующими звездами имеется определенная зависимость, представляющая собой интегральное распределение расстояний. В предположении, что звезды распределены по небу равномерно, нетрудно получить

$$n = \frac{N(N-1)}{4}(1 - \cos\delta),$$

что достаточно хорошо согласуется с практикой. Однако мы получили еще большую точность, аппроксимировав зависимость $n(\delta)$ полиномом 3-й степени. В результате при размере каталога в 300 звезд, что соответствует 30 000 пар, среднее отклонение составляет $\Delta n \approx 30$. При поиске нужной пары вычисляется $n(\delta)$, а затем точное значение n находится линейным поиском, при котором достаточно проанализировать не более тридцати элементов списка.

В нашем случае для идентификации используются пять самых ярких объектов изображения. Выбирается один объект, вычисляются угловые расстояния δ_{1i} ($i = 2, \dots, 5$) до оставшихся четырех, для каждого из которых по списку расстояний находятся подходящие пары. Далее формируется список пятерок звезд, для которых расстояние от первой до остальных четырех находится в диапазоне $\delta_{1i} \pm \varepsilon$, где ε — точность датчика по определению углового расстояния. Для каждой записи списка определяются все расстояния между звездами (используется таблица

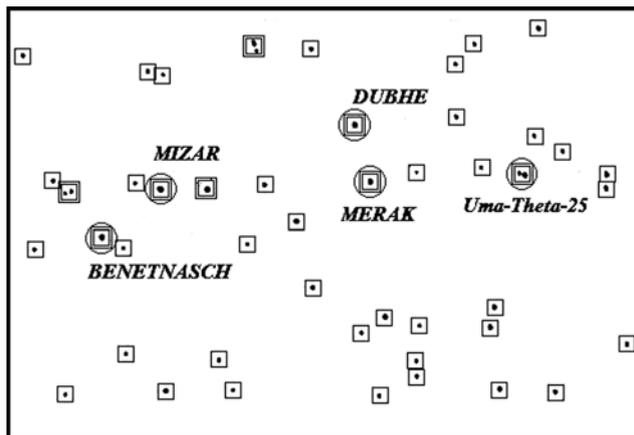


Рис. 8. Идентифицированные изображения звезд

расстояний) и проверяется их соответствие расстояниям на изображении. Если хоть одно расстояние не совпадает, рассматриваем следующую запись. Если среди пяти выбранных объектов на изображении присутствуют «фантомы» (объекты, которые не присутствуют в каталоге), то в списке не будет ни одной корректной конфигурации. В этом случае процедура идентификации звезд повторяется с другим набором объектов.

С использованием описанного алгоритма осуществлялась идентификация при отображении 1500 объектов, в то время как имела информация только о 300, т. е. предложенный метод успешно обходит проблему присутствия на изображениях «слабых» звезд и «фантомных» объектов.

Проблема оптимизации скорости идентификации при наличии «фантомных» объектов, а также задачи детального анализа предложенного алгоритма в сравнении с существующими подходами являются предметом будущих исследований

В работе также был реализован алгоритм сопровождения объектов. В этом случае априорная информация о текущей ориентации и угловой скорости камеры передавалась от имитатора в модуль обработки изображения, прогнозировалось положение соответствующих звезд в системе координат фотодетектора, проводилось распознавание выделенных областей изображения, подтверждалось их наличие, корректировалось положение центров масс изображений и выполнялась процедура сравнения обнаруженной конфигурации с прогнозной. Подобный подход существенно повысил быстродействие системы в целом.

На рис. 8 представлен пример распознанного изображения и идентифицированных объектов. Среди всех обнаруженных точечных объектов выделены девять самых ярких (двойная граница). Идентификация проведена по пяти объектам.

3.3. Определение ориентации и угловой скорости

Определение текущей ориентации аппарата сводится к решению оптимизационной задачи вида $\min_{\{a_{jk}\}} \sum_{i=1}^n \|X_i - Ax_i\|$, где n — список идентифицированных звезд;

X_i — координаты i -й звезды в системе $OX_1X_2X_3$; x_i — соответствующие координаты в системе $Ox_1x_2x_3$, связанной с камерой. При этом элементы матрицы направляющих косинусов a_{jk} должны удовлетворять условиям ортогональности.

По двум известным ориентациям камеры A_k и A_{k+1} , разделенным промежутком времени Δt , можно найти угловую скорость вращения посредством решения уравнения Пуассона в форме

$$\frac{dA}{dt} = \Omega A, \quad \Omega = \begin{pmatrix} 0 & -\omega_3 & \omega_2 \\ \omega_3 & 0 & -\omega_1 \\ -\omega_2 & \omega_1 & 0 \end{pmatrix},$$

где ω_i — проекция абсолютной угловой скорости на соответствующие оси инерциальной системы координат.

В этом случае

$$\Omega = \frac{dA}{dt} A^{-1} \approx \frac{A_{k+1} - A_k}{\Delta t} \left(\frac{A_{k+1} + A_k}{2} \right)^{-1}.$$

Заключение

В работе представлены основные результаты исследований по созданию учебного лабораторного стенда, предназначенного для моделирования работы звездного датчика ориентации.

Разработано многофункциональное программное обеспечение, позволяющее проводить динамическое моделирование картины звездного неба, наблюдаемого при относительном движении камеры.

Решена задача предварительной калибровки стенда. Предложенная методика обеспечивает простоту работы с оборудованием и позволяет достичь высоких точностей определения относительного углового расстояния между наблюдаемыми объектами.

Детально проработаны и программно реализованы различные алгоритмы обработки изображений, идентификации звездных конфигураций и определения вектора фазового состояния системы, обеспечивающие высокие точности и быстрое действие.

Литература

1. Овчинников М. Ю., Середницкий А. С., Овчинников А. М. Лабораторный стенд для отработки алгоритмов определения движения по снимкам звездного неба: Препринт ИПМ им. М. В. Келдыша РАН. № 43. М.: ИПМ им. М. В. Келдыша РАН, 2006. 32 с.
2. Звездный каталог (<ftp://cfa-ftp.harvard.edu/pub/gsc/Catalogs/SAO.sparc>).
3. Аванесов Г. А., Воронков С. В., Дунаев Б. С., Красиков В. А., Шамис В. А., Форш А. А. Имитаторы звездного неба для наземной отработки датчиков звездной ориентации // Всерос. научно-технич. конф. «Соврем. проблемы определения ориентации и навигации космич. аппаратов». Россия, Таруса, 22–25 сент. 2008: Сб. тр. М.: ИКИ РАН, 2009. С. 371–376.
4. Грасси М., Дегтярев А. А., Овчинников М. Ю., Перротта А. Тестирование и калибровка прототипа миниатюрного солнечного датчика, разработанного на основе APS-технологии: Препринт ИПМ им. М. В. Келдыша РАН. № 94. М.: ИПМ им. М. В. Келдыша РАН., 2005. 30 с.

5. *Rufino G., Grassi M., Degtyarev A.* Development and validation of a modern CMOS digital sun sensor at UNINA // Digest of the 5th Intern. symp. of the international academy of astronautics. Berlin, Apr. 4–8, 2005. IAA-B5-1203. P. 437–441.
6. *Kosik J. Cl.* Star pattern identification aboard an inertially stabilized spacecraft // J. Guidance, Control and Dynamics. 1991. V. 14. N. 2. P. 230–235.
7. *Liebe C.* Pattern recognition of star constellations for spacecraft applications // IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine. 1993. V. 7. N. 6. P. 34–41.
8. *Mortari D.* K-vector range searching techniques // Advances in the Astronautical Sciences. 2000. V. 105. P. 449–464.
9. *Mortari D., Samaan M. A., Bruccoleri C.* The pyramid star identification technique // Navigation. 2004. V. 51. P. 171–183.
10. *Kim H. Y., Junkins J. L., Juang J. N.* An efficient and robust singular value method for star pattern recognition and attitude determination. NASA. Technical Rep. TM-2003-212142, 2003.
11. *Padgett C., Kreutz-Delgado K., Udomkesmalee S.* Evaluation of star identification techniques // J. Guidance, Control and Dynamics. 1997. V. 20. N. 2. P. 259–267.
12. *Samaan M. A., Mortari D., Junkins J. L.* Non-dimensional star identification for uncalibrated star cameras. Department of Aerospace Engineering, Texas A&M University, College Station, Technical Rep. AAS 03-131, 2003.
13. *Spratling B. B., Mortari D.* A Survey on Star Identification Algorithms // Algorithms. 2009. V. 2. P. 93–107. Doi:10.3390/a2010093.

LABORATORY EQUIPMENT DEVELOPMENT FOR STARS TRACKER ELABORATION

A. A. Degtyarev¹, S. S. Tkachev¹, D. A. Mylnikov²

¹ *Keldysh Institute of Applied Mathematics RAS (KIAM RAS), Moscow*

² *Moscow Institute of Physics and Technology (State University) (MIPT), Moscow*

Results of developing and elaboration of the educational laboratory equipment for stars tracker simulations are presented. The architecture of the test bench and developed procedure of its preliminary calibration are described. The main attention is paid to the development and investigation of image processing, stars identification and attitude determination algorithms.

Keywords: star sensor, laboratory equipment, calibration, star pattern recognition, satellites orientation.

Degtyarev Alexander Alexandrovich — senior scientist, PhD, E-mail: degtal@yandex.ru.

Tkachev Stepan Sergeevich — graduate student, E-mail: stevens_1@mail.ru.

Mylnikov Dmitry Alexandrovich — student, E-mail: altsiona@yandex.ru.

ЛАБОРАТОРНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ АЛГОРИТМОВ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИИ И УПРАВЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИЕЙ МИКРОСПУТНИКОВ

Д. С. Иванов¹, Д. О. Нуждин², К. В. Егоров²

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

² Государственное образовательное учреждение высшего профессионального образования «Московский физико-технический институт (государственный университет)» (МФТИ), Москва

Рассматривается разработанный в Институте прикладной математики им. М. В. Келдыша РАН стенд, на котором можно имитировать частные случаи движения спутника, а также верифицировать алгоритмы определения ориентации и управления ориентацией малых спутников в эти частных случаях. На стенде отрабатываются алгоритмы управления угловым движением с помощью маховика, импульсных двигателей, токовых катушек, а также верифицируются различные алгоритмы обработки данных с прототипа солнечного датчика.

Работа выполнена по грантам РФФИ, Роснауки и Программы поддержки ведущих научных школ России.

Ключевые слова: управление ориентацией, определения ориентации, имитатор геомагнитного поля, магнитометр, датчик угловой скорости, солнечный датчик.

Введение

При создании малого спутника возникает задача проведения наземных испытаний используемых алгоритмов управления, относительно недорогих, может быть, не в полной мере соответствующих условиям на орбите, но неограниченных по времени проведения экспериментов [1]. Один из способов осуществления таких испытаний — использование подвешенного тела на нити, которое практически беспрепятственно может вращаться относительно вертикальной оси и, таким образом, имитировать одномерное вращение спутника на орбите. Для этой цели в Институте прикладной математики им. М. В. Келдыша РАН разработан стенд, на котором можно исследовать частные случаи движения спутников, а также верифицировать алгоритмы определения ориентации и управления ориентацией. Кроме того, стенд позволяет тестировать алгоритмы управления осевым вращением полезной нагрузки для воздушного шара, предназначенного, например, для изучения тропосферы [2].

1. СРЕДСТВА ПОЛУНАТУРНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

Рассмотрим возможности имитационного оборудования. В состав этого оборудования на настоящий момент входят имитатор геомагнитного поля и несколько макетов.

Иванов Данил Сергеевич — аспирант, E-mail: danilivanov@mail.ru.

Нуждин Дмитрий Олегович — студент, E-mail: nuzhdin@phystech.edu.

Егоров Константин Викторович — студент, E-mail: const.31e@rambler.ru.

1.1. Имитатор магнитного поля Земли

Разработанный в ИПМ им. М. В. Келдыша РАН имитатор геомагнитного поля позволяет изменять магнитное поле по величине и направлению в диапазоне, превышающем реальное магнитное поле Земли в несколько раз. Имитатор представляет собой три взаимно перпендикулярные пары токовых катушек и систему их управления, включающую персональный компьютер, два блока питания, программное обеспечение и широтно-импульсные модуляторы (ШИМ), преобразующие управляющие сигналы, идущие от компьютера, в электрический ток (рис. 1).

Имитатор позволяет моделировать изменение магнитного поля, например, при движении спутника по орбите Земли. Общая схема управления имитатором представлена на рис. 2 (см. с. 241).

Специальное программное обеспечение, установленное на персональном компьютере, рассчитывает требуемую величину магнитной индукции, которую должен генерировать имитатор, и, используя известную характеристику $\mathbf{B}(I)$ (зависимость величины индукции от силы тока), выдаёт команды интерфейсу управления ШИМ установить заданную величину силы тока в катушках [1].

Имитатор используется как самостоятельная установка для изучения моделей магнитного поля Земли и свойств магнитных исполнительных органов, так и совместно с макетами подвижных объектов, в частности, наноспутников, для имитации их управляемого движения.

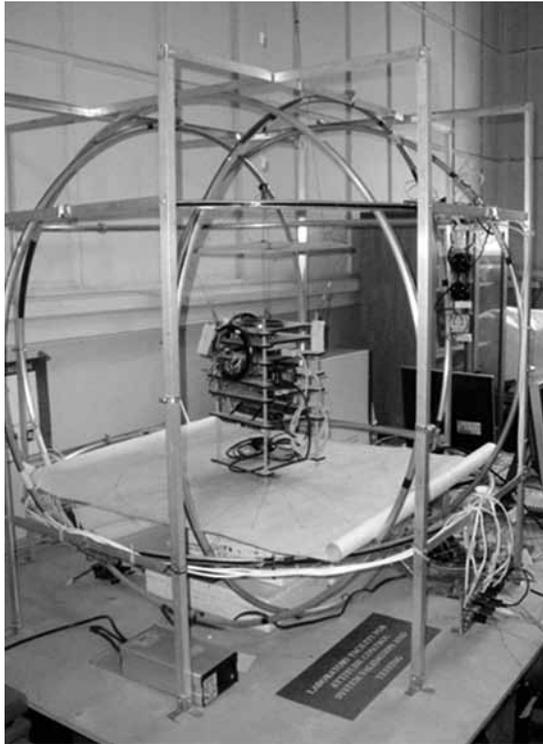


Рис. 1. Общий вид имитатора геомагнитного поля

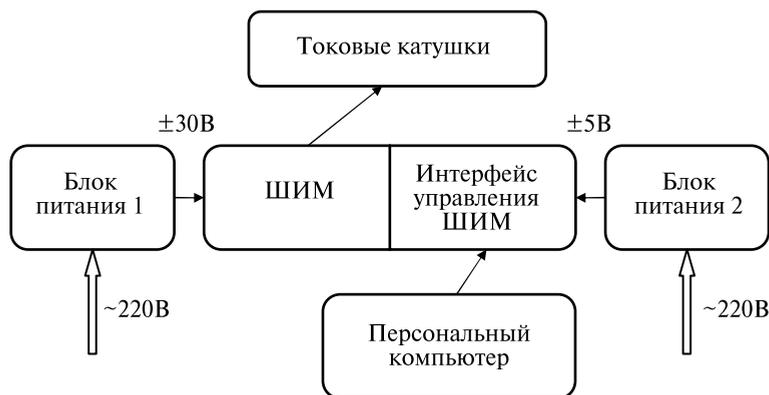


Рис. 2. Схема управления имитатором геомагнитного поля

1.2. Макеты управляемых систем

В настоящий момент имеется два различных по составу измерительных и исполнительных элементов макета: макет с магнитной системой ориентации и макет с гироскопическими элементами. Остановимся подробнее на каждом из них.

Макет с магнитной системой ориентации

В состав макета входят следующие элементы (рис. 3): бортовой компьютер (одноплатный компьютер JREx); три токовые катушки; система управления катушками; плата питания; аккумуляторные батареи; трёхосный магнитометр; Wi-Fi-адаптер.

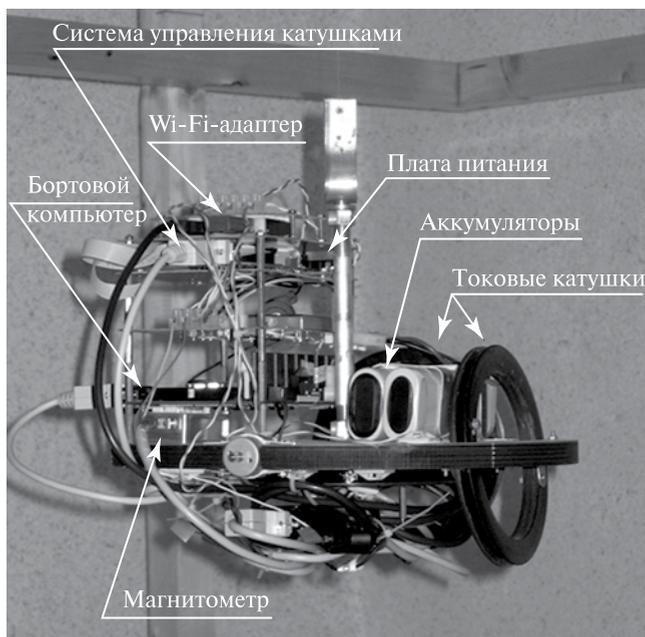


Рис. 3. Макет с магнитной системой ориентации

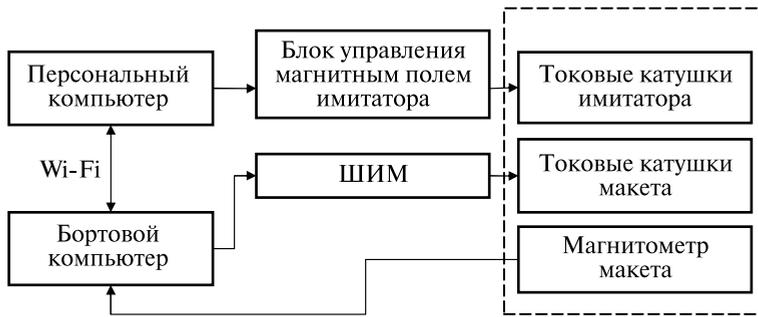


Рис. 4. Схема стенда с магнитными элементами

При включении питания макета от аккумуляторных батарей подаётся питание на все его системы с помощью преобразователей напряжения, входящих в состав платы питания. С компакт-флеш-диска бортового вычислителя загружается операционная система Windows XP Embedded. Далее, с помощью утилиты Remote Desktop (Удалённый рабочий стол) персонального компьютера управления стендом осуществляется подключение к компьютеру макета через Wi-Fi. Там запускается приложение MicrosatelliteModeller, созданное в ИПМ им. М. В. Келдыша РАН [1]. После этого можно приступать к проведению моделирования. Этот макет вместе с имитатором магнитного поля образует стенд с магнитными элементами. Его схема представлена на рис. 4 (пунктирной линией показаны взаимодействующие элементы стенда).

Макет с гироскопическими элементами

Структура этого макета идентична структуре предыдущего макета, но есть существенное отличие по составу измерительных и исполнительных элементов. Макет состоит из следующих элементов (рис. 5): бортовой компьютер (одноплатный



Рис. 5. Макет с гироскопическими элементами

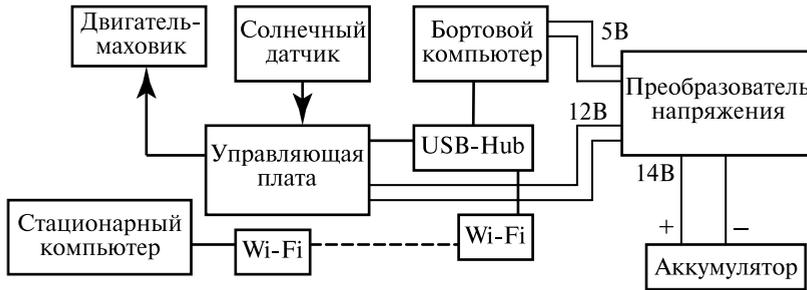


Рис. 6. Схема макета с гироскопическими элементами

компьютер JРex); двигатель-маховик; имитатор реактивных двигателей; система управления исполнительными элементами; плата питания; аккумуляторные батареи; одноосный оптоволоконный датчик вращения; одноосный МЭМС датчик угловой скорости; одноосный экспериментальный солнечный датчик; Wi-Fi-адаптер.

Принцип работы во многом аналогичен макету с магнитными элементами. Отличие состоит в том, что макет управляется с помощью других исполнительных элементов: двигатель-маховик, имитатор реактивных двигателей. Принцип их работы, как известно, основан на законах сохранения в первом случае кинетического момента (момента импульса), во втором — количества движения (импульса) [3]. Стенд состоит из подвеса и макета с гироскопическими элементами (рис. 6).

2. АЛГОРИТМ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИИ

В качестве примера алгоритма, использующегося на макете с гироскопическими элементами, приведём алгоритм определения ориентации, основанный на измерениях экспериментального солнечного датчика. Так как рассматривается одноосное движение тела, подвешенного на струне, то разработан одноосный солнечный датчик, состоящий из фотодиодов, располагающихся по сторонам куба, как изображено на рис. 7.

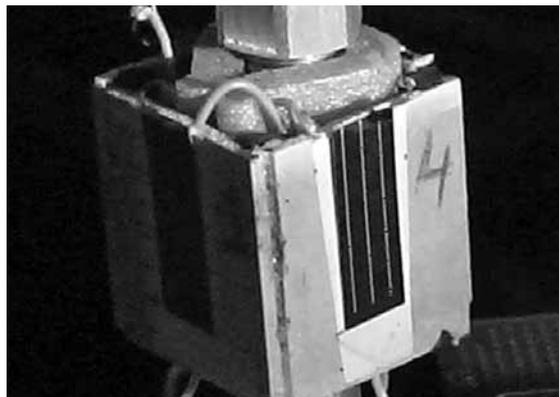


Рис. 7. Экспериментальный солнечный датчик

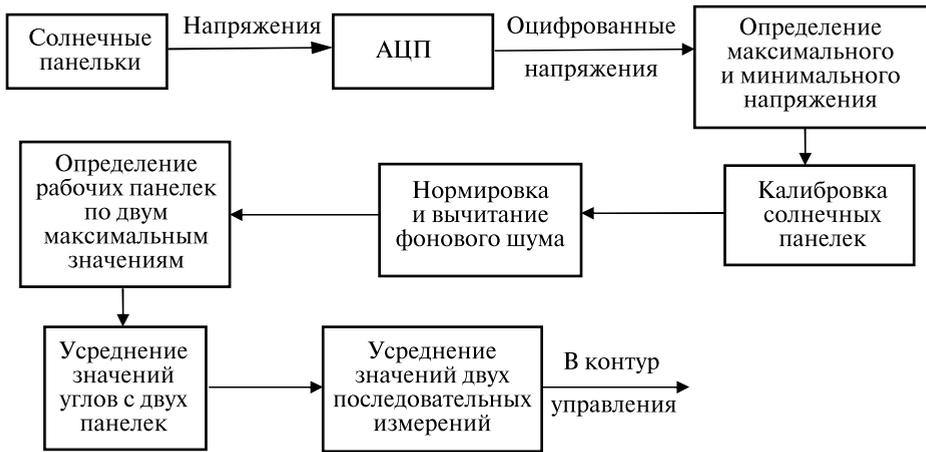


Рис. 8. Алгоритм определения ориентации

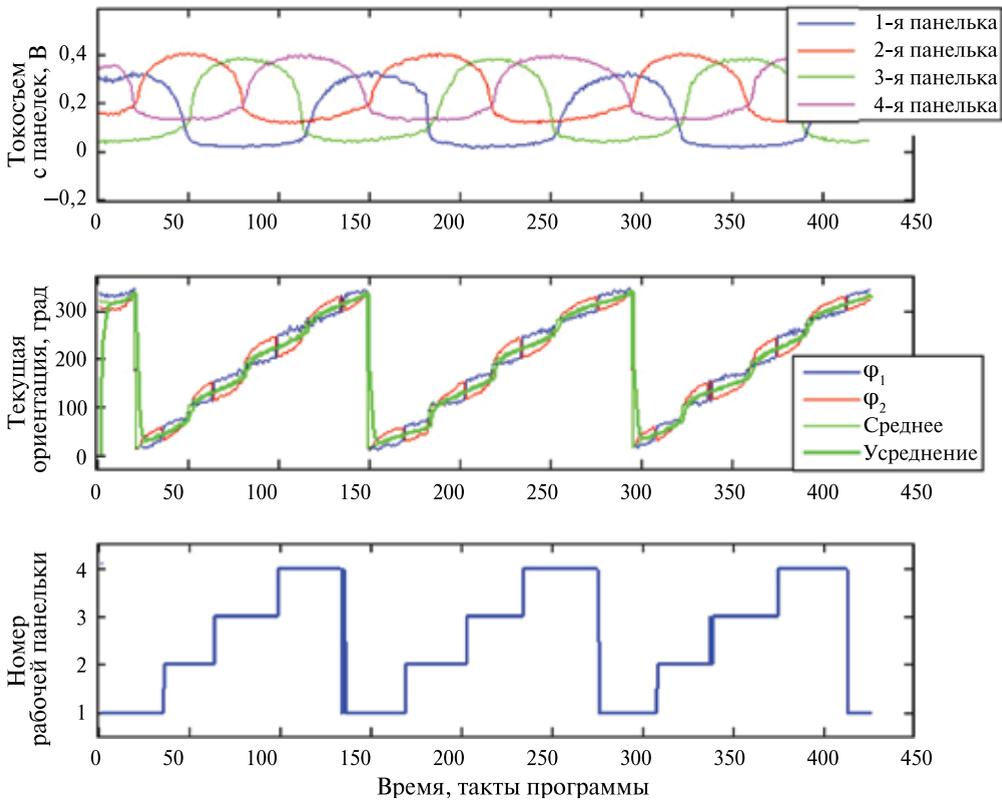


Рис. 9. Данные солнечного датчика

В настоящем алгоритме предполагается, что выходное значение напряжения с фотодиода зависит от угла падения солнечного излучения по косинусоидальному закону. Однако, естественно, реальная зависимость несколько отличается от косинусоидальной, и это отличие обуславливает точность определения ориентации предлагаемым методом. Кроме того, большое влияние на точность имеет калибровка фотодиодов, а именно, значения максимума (угол падения равен нулю) и нуля (значение в отсутствие солнечного света). Поэтому в разработанном алгоритме предложена схема (рис. 8, см. с. 244), которая в режиме реального времени корректирует калибровочные значения каждого фотодиода.

На рис. 9 (см. с. 244) приведен пример определения ориентации макета. На верхнем графике изображены выходные напряжения с фотодиодов, на среднем — значение определяемых углов, на нижнем — номер наиболее освещённого фотодиода.

По графику зависимости угла от времени видно, что основной участок, где показания датчика наиболее линейны, — это угол в 45° от перпендикулярного положения фотодиода к источнику света. Таким образом, используя данный результат для проведения эксперимента, удобно выбрать один из таких углов в качестве направления макета, а именно, угол поворота макета на 45° . Поэтому при построении управления точкой равновесия выбирается угол 45° .

3. АЛГОРИТМ УПРАВЛЕНИЯ МАКЕТОМ

В качестве примера рассмотрим алгоритм разгрузки маховика с помощью импульсных двигателей, реализованный на макете с гироскопическими элементами. Построим управление, сохраняющее определенную ориентацию объекта при внешнем возмущении. В рассматриваемом случае таким возмущением является уменьшение скорости вращения маховика [4]. Поэтому при проведении эксперимента выделяются два этапа:

- раскрутка маховика до максимального значения;
- включение управления и медленное уменьшение скорости вращения маховика.

Рассматриваемый алгоритм является проекцией на одномерное пространство алгоритма разгрузки маховиков малого спутника при сохранении ориентации аппарата, например, на Солнце, для лучшей эффективности работы солнечных батарей.

Во время раскрутки маховика до максимального значения макет удерживается в определенном положении, система управления выключена. Когда маховик полностью раскручен, включается управление, и макет начинает стабилизироваться к выбранному положению равновесия. С течением времени скорость маховика медленно уменьшается, что передает кинетический момент на макет, а система управления пытается вернуть этот макет к выбранной точке оптимальным по времени образом. В это время управляющая плата выдает информацию о своей работе на стационарный компьютер. Таким образом, получаем результаты эксперимента.

На рис. 10 (см. с. 246) приведён пример части одного из экспериментов разгрузки маховика с помощью имитаторов реактивных двигателей (вентиляторов).

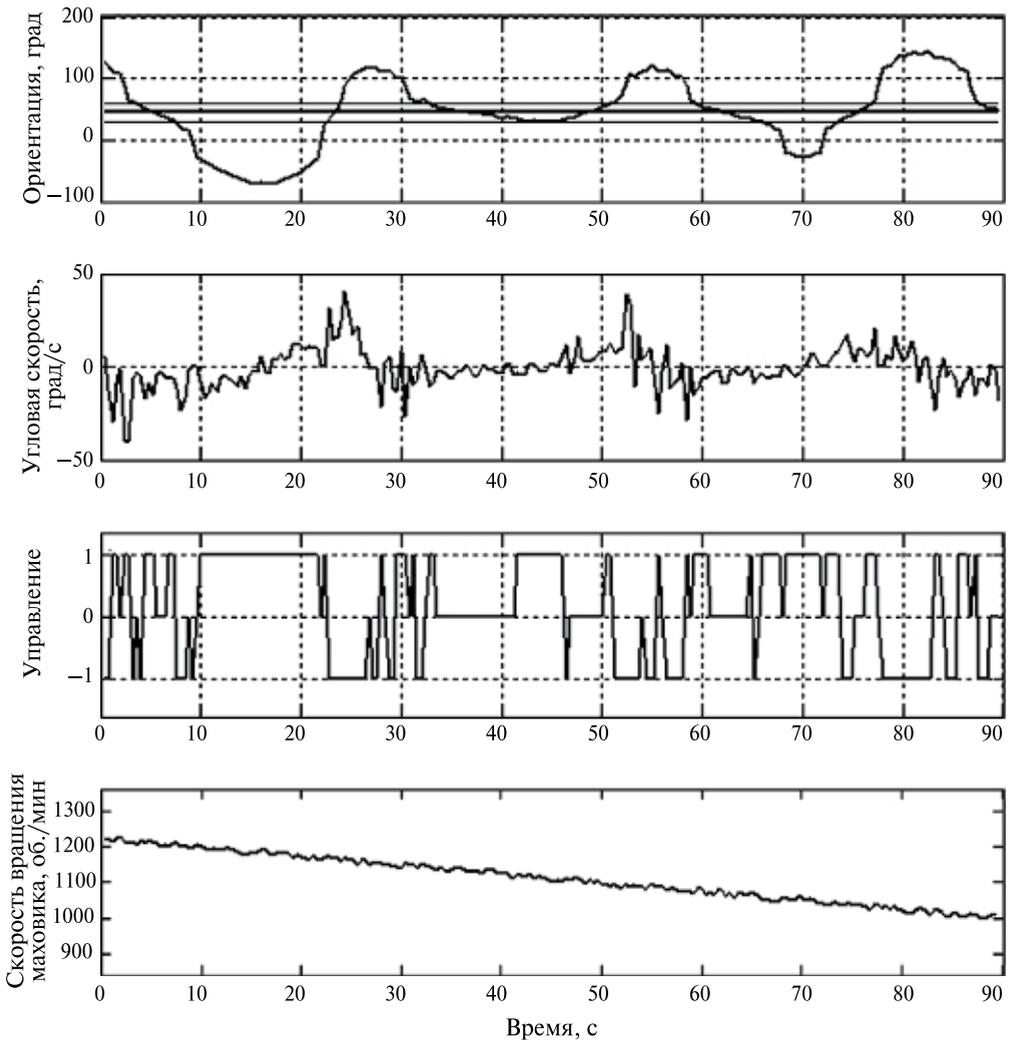


Рис. 10. Результаты управления

На верхнем графике показана зависимость ориентации от времени, а также положение необходимой ориентации и границы области, где ориентация считается удовлетворительной. На следующем графике изображена зависимость угловой скорости от времени в рассматриваемом эксперименте. На третьем графике можно проследить управление макетом с помощью вентиляторов — при отклонении макета из допустимой области включалось управление, возвращающее макет в эту область. На нижнем графике представлена зависимость угловой скорости маховика от времени.

Таким образом, разработанный алгоритм обеспечивает сохранение заданной ориентации макета при разгрузке маховика.

Заключение

Стенд, разработанный в ИПМ им. М. В. Келдыша РАН, позволяет в первом приближении исследовать частные случаи движения спутников, а также верифицировать алгоритмы определения ориентации и управления ориентацией.

Литература

1. *Ткачев С. С., Овчинников М. Ю.* Компьютерное и полунатурное моделирование динамики управляемых систем: Препринт ИПМ им. М. В. Келдыша РАН. № 50. М.: ИПМ им. М. В. Келдыша, 2008. 28 с.
2. *Иванов Д. С., Овчинников М. Ю.* Использование одноосного гироскопа для определения ориентации макета в лабораторных условиях: Препринт ИПМ им. М. В. Келдыша РАН. № 11. М.: ИПМ им. М. В. Келдыша, 2008. 32 с.
3. *Иванов Д. С., Ткачев С. С., Овчинников М. Ю., Барабаш В. В.* Управление полезной нагрузкой воздушного шара: Препринт ИПМ им. М. В. Келдыша РАН. № 15. М.: ИПМ им. М. В. Келдыша РАН. 2010. 28 с.
4. *Нуждин Д. О., Ткачев С. С.* Определение ориентации КА на Солнце, посредством солнечных батарей с использованием микроконтроллера Atmega8535 // Тр. 52-й Науч. конф. МФТИ «Соврем. проблемы фундам. и приклад. наук». Ч. I. Радиотехника и кибернетика. Т. 1. М.: МФТИ, 2009. С. 99–101.

LABORATORY SIMULATION TO TEST MICRO SATELLITES ATTITUDE DETERMINATION AND CONTROL ALGORITHMS

D. S. Ivanov¹, D. O. Nuzhdin², K. V. Egorov²

¹ *Keldysh Institute of Applied Mathematics of Russian Academy of Sciences, Moscow*

² *Moscow Institute of Physics and Technology (State University) (MIPT), Moscow*

Laboratory facility for small satellite attitude dynamic imitation in special cases and for testing of attitude determination and control algorithms was developed at the Keldysh Institute of Applied Mathematics RAS. Algorithms of attitude control with reaction wheels, impulse thrusters and magnetic coils are tested on the facility. Also, a few algorithms of attitude determination with sun sensor prototype are verified.

Keywords: attitude determination and control, magnetic field imitator, magnetometer, angular velocity sensor, sun sensor.

Ivanov Danil Sergeevich — student, PhD, E-mail: danilivanov@mail.ru.

Nuzhdin Dmitry Olegovich — student, E-mail: nuzhdin@phystech.edu.

Egorov Konstantin Victorovich — student, E-mail: const.31e@rambler.ru.

РАЗРАБОТКА КОМБИНИРОВАННОЙ СВЕТОЗАЩИТНОЙ БЛЕНДЫ ЗВЕЗДНОГО ДАТЧИКА

О. В. Филиппова

*Учреждение Российской академии наук
Институт космических исследований РАН (ИКИ РАН), Москва*

В статье описана идеология построения бленды для прибора звездной ориентации. Приведены результаты исследования светозащитной системы звездных датчиков разработки ИКИ РАН — функционирующих приборов БОКЗ, БОКЗ-М. Описана программа, позволяющая рассчитать освещенность поверхностей бленды и ее коэффициент подавления. Экспериментальная часть работы заключается в измерении рассеяния на кромках диафрагм бленды. Эта составляющая рассеянного света фактически определяет коэффициент подавления однокаскадной и комбинированной бленды.

Ключевые слова: звездный датчик, бленда, коэффициент подавления, распределение, освещенность, засветка, численный расчет, определение ориентации, виньетирование, разделительная диафрагма, угол засветки, кромка диафрагмы.

Бленда в приборе звездной ориентации используется для снижения яркости рассеянного света от мощных источников излучения вне поля зрения прибора, например, Солнца, корпуса корабля и т. д., попадающего на объектив прибора. Излучение от боковых помех на несколько порядков превосходит излучение от звезд (в современных приборах для определения ориентации используются звезды до 7...8-й звездной величины). Принцип работы бленды основан на многократном переотражении и поглощении света от источников, находящихся вне поля зрения прибора. Основной ее характеристикой является коэффициент подавления, который определяется как отношение освещенности входного отверстия бленды к освещенности первой линзы объектива после прохождения света через нее.

Существуют разные варианты конструкции бленды, наибольшее распространение среди них на сегодняшний день имеют круговые. В свою очередь, круговые бленды бывают однокаскадными и двухкаскадными. Наибольшим коэффициентом подавления в силу особенностей конструирования обладают двухкаскадные бленды ($10^7 \dots 10^9$).

Рассмотрим принцип работы и особенности геометрии двухкаскадной бленды. Основные правила конструирования двухкаскадной бленды следующие:

- все элементы второго каскада спрятаны за разделительной диафрагмой, таким образом, свет, отраженный от них, не попадает напрямую на первую линзу объектива;
- свет не попадает в первый каскад при углах, меньших (или равных) заданного угла допустимой засветки (как правило, выставляется требование в 30°), при больших углах свет попадает на первую линзу объектива только после 4-го отражения, не считая света, рассеянного на кромочных элементах ножей второго каскада и разделительной диафрагмы;
- разделительная диафрагма не входит в поле зрения прибора, т. е. не виньетировать объектив.

Бленда, построенная по перечисленным правилам, является самой эффективной, т.е. обладает наибольшим коэффициентом подавления. Однако в этом случае есть и недостатки, а именно, такая бленда очень громоздка. Габариты бленды зависят от угла поля зрения прибора, радиуса входного отверстия объектива, минимального угла допустимой засветки. Даже при небольшом изменении одного из перечисленных параметров габариты бленды изменяются существенно. Можно поступиться одним правилом и попробовать уменьшить габариты за счет виньетирования объектива, однако в этом случае на ПЗС-матрице засветка будет неравномерной.

На рис. 1 и 2 показана зависимость радиуса входного отверстия бленды и угла допустимой засветки от изменения высоты разделительной диафрагмы и при разном виньетировании объектива соответственно. При этом приняты следующие

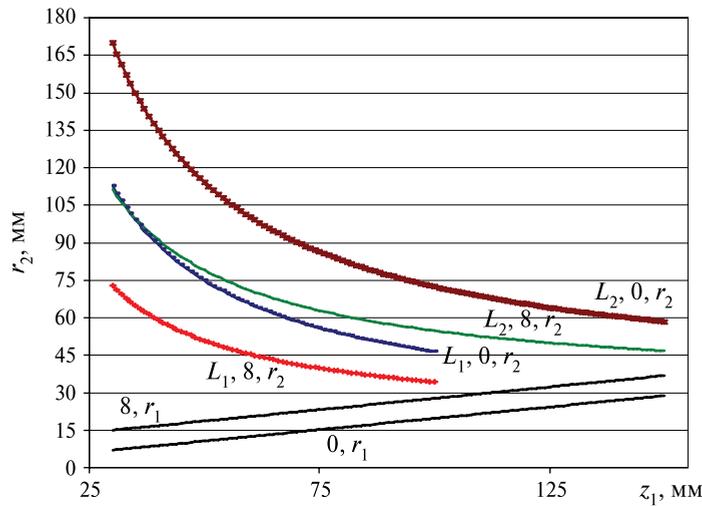


Рис. 1. Зависимость радиуса входного отверстия бленды и радиуса разделительной диафрагмы от высоты разделительной диафрагмы

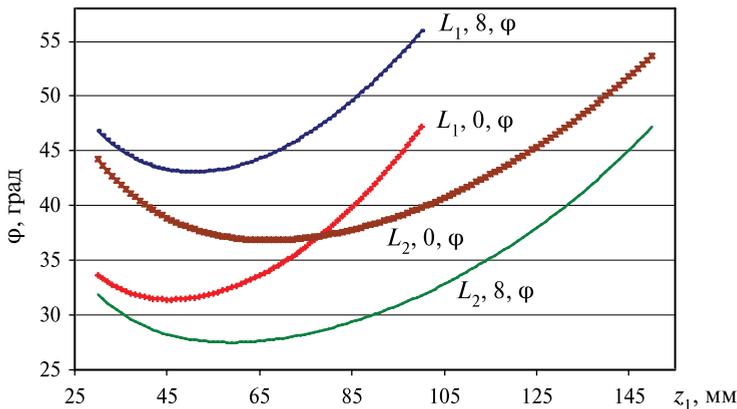


Рис. 2. Зависимость угла засветки бленды от высоты разделительной диафрагмы

обозначения: r_1 — радиус отверстия разделительной диафрагмы; r_2 — радиус входного отверстия бленды; z_1 — высота разделительной диафрагмы; L — высота бленды; φ — минимальный угол допустимой засветки в градусах (угол между направлением на Солнце и осью прибора, когда еще прямые солнечные лучи не попадают в первый каскад).

Показаны зависимости для двух значений высоты бленды — $L_1 = 150$ мм, $L_2 = 220$ мм и для каждой из них разное виньетирование — 0 и 8 мм (когда нож разделительной диафрагмы не попадает в поле зрения прибора и заходит в него на 8 мм, соответственно).

Из графиков видно, что для построения двухкаскадной бленды с углом допустимой засветки 30° бленда должна быть высотой не менее 200 мм и сильно виньетирующей.

На рис. 3 показано распределение освещенности на ПЗС-матрице в случаях отсутствия виньетирования и входа разделительной диафрагмы на 8 мм в поле зрения.

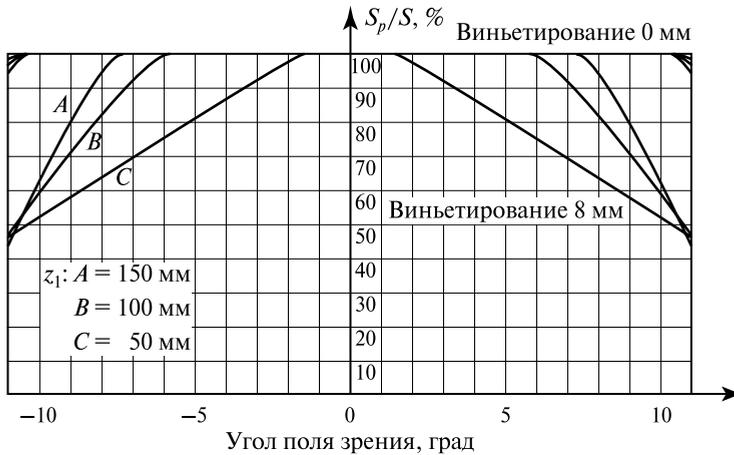


Рис. 3. Распределение освещенности на ПЗС-матрице в случае, когда разделительная диафрагма не виньетирует поле зрения прибора и входит в поле зрения на 8 мм для трех высот разделительной диафрагмы; S_p/S — доля энергии в сравнении с полностью открытым объективом

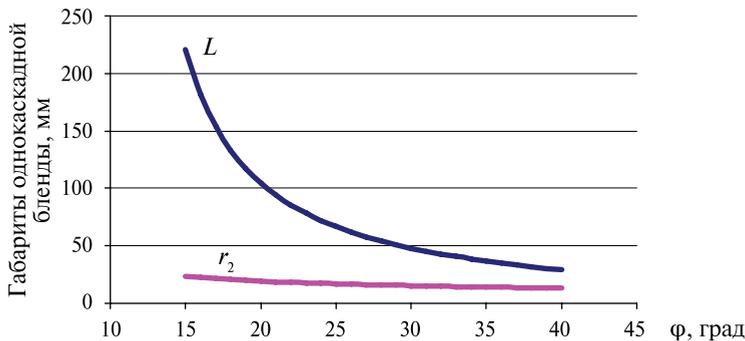


Рис. 4. Зависимость габаритов однокаскадной бленды от угла засветки

В однокаскадной бленде, которая отличается от двухкаскадной более простой конструкцией и меньшими габаритами, свет попадает на первую линзу объектива уже после второго отражения (не учитывается рассеяние на кромочных элементах ножей).

Габариты однокаскадной бленды тем меньше, чем больше угол допустимой засветки. На рис. 4 (см. с. 250) показана зависимость высоты и радиуса входного отверстия однокаскадной бленды от угла засветки. При этом уменьшение габаритов бленды ведет к уменьшению ее коэффициента подавления.

ПРОГРАММА ДЛЯ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО РАСЧЕТА БЛЕНДЫ

Экспериментальное определение коэффициента подавления бленды довольно сложно. Во-первых, сложно провести этот эксперимент на Земле — наличие пыли в воздухе, рассеивающей свет и переотражения от стен, ограничивающих пространство камеры, приводит к искажению результата. При коэффициенте подавления бленды даже 10^6 «полезный» световой поток, доходящий до объектива, очень мал. Кроме того, для эксперимента необходима готовая бленда, т. е. в этом случае нет возможности испробовать разные конструкции и сравнить их между собой. Поэтому удобнее проводить численный расчет.

Широкоизвестное программное обеспечение (ПО), позволяющее рассчитывать любые оптические схемы (например, TracePro), из-за своей универсальности требует для расчета очень много времени. Так, в ПО TracePro задается количество лучей, попадающих в оптическую систему, далее каждый луч с вероятностным коэффициентом отражается или рассеивается от поверхностей с заданными характеристиками. В силу большого коэффициента подавления бленды, чтобы получить на первой линзе объектива распределение освещенности, необходимо запустить порядка миллиарда лучей. При этом расчет будет длиться около суток.

В рамках данной работы была написана программа, позволяющая провести энергетический расчет бленды численным методом и получить распределение освещенности на всех поверхностях бленды и на первой линзе объектива.

Входными данными являются угол засветки, конструкция бленды. Бленда может представлять собой совокупность поверхностей вращения: колец (диафрагмы бленды) и цилиндров или усеченных конусов (боковая поверхность). Все поверхности бленды разбиваются на треугольники (величина разбиения также задается оператором). Расчет проходит итерационно, на каждой итерации треугольники, освещенные на предыдущей, являются независимыми источниками. Указываются оптические свойства поверхностей бленды и кромочных элементов: коэффициент отражения и закон рассеяния. Наиболее близкие показатели к покрытиям бленд разработки ИКИ на сегодняшний день: коэффициент отражения поверхностей равен 5 %, кромки толщиной 100 мкм отражают гораздо больше света — 50 % (это связано с тем, что край кромки достаточно острый и поглощающее покрытие на нем держится плохо), — справедлив закон рассеяния Ламберта. Существует версия программы, позволяющая рассчитывать абсолютно зеркальные поверхности (без составляющей диффузного рассеяния).

В 1997 г. был проведен эксперимент по определению коэффициента подавления двухкаскадной бленды прибора БОКЗ, в силу выше приведенных трудностей

эксперимент не вошел в стандартную практику. Однако эти данные позволили сравнить реальные показания с результатами численного моделирования. На рис. 5 показаны зависимости коэффициента подавления бленды от угла засветки, полученные экспериментально и в результате моделирования.

Из графика видно, что при мощном световом потоке, попадающем на объект (при угле засветки меньше 30° , когда фактически бленда не работает), результаты эксперимента и моделирования практически совпадают. При углах засветки больше 30° экспериментальные данные не совсем корректны. В этом случае попадающий на объектив световой поток мал и сравним с помеховым потоком света, отраженного от стенок лаборатории, кроме того, рассеяние света на пылинках в воздухе также искажает результат.

Данные о работоспособности прибора БОКЗ-М на борту космического аппарата (КА) показали: несмотря на то, что на приборе установлена двухкаскадная бленда с минимальным углом засветки 30° , он продолжал работать при засветке до 25° (прибор потерял работоспособность только при направлении на Солнце $24^\circ 58''$ и возобновил работу уже при $23^\circ 26'$). На рис. 6 (см. с. 253) представлены расчетная зависимость коэффициента подавления этой бленды от угла засветки, в табл. 1 — сводные данные для бленды прибора БОКЗ-М. Таким образом, попадание света, рассеянного на кромке разделительной диафрагмы, напрямую в объектив после первого переотражения не приводит к выходу прибора из строя, и для функционирования прибора достаточно коэффициента подавления $\sim 10^6$.

В приборе используется 12-разрядный АЦП, в этом случае число единиц младшего разряда (ЕМР) составляет $2^{12} = 4096$, если считать, что $1 \text{ ЕМР} = 10e^-$, получим 40 960 фотоэлектронов— динамический диапазон системы. Как видно из

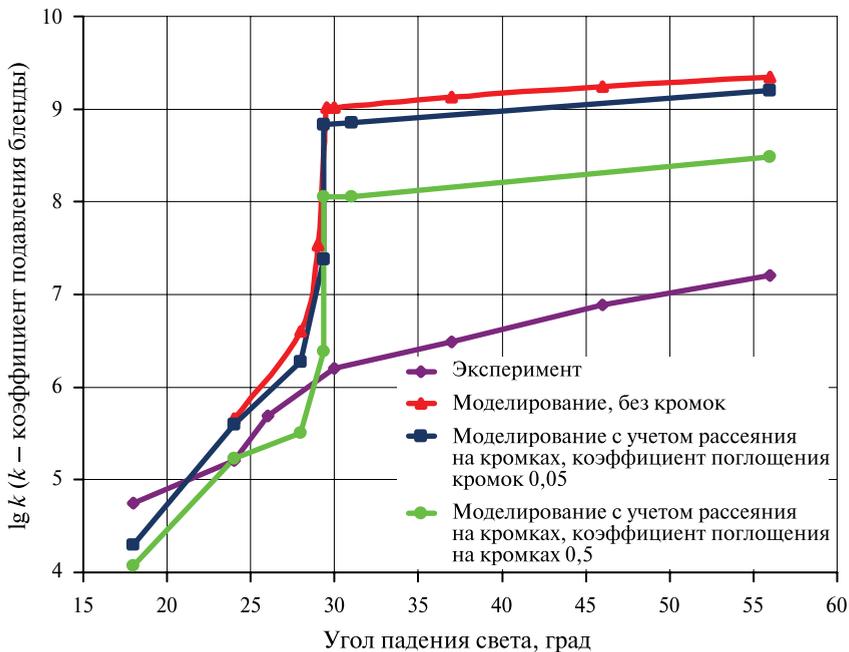


Рис. 5. Зависимость коэффициента подавления бленды прибора БОКЗ от угла засветки

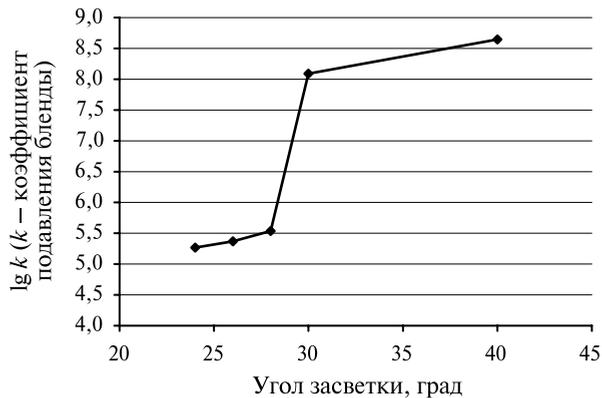


Рис. 6. Зависимость коэффициента подавления бленды прибора БОКЗ-М от угла засветки

Таблица 1. Коэффициент подавления бленды k прибора БОКЗ-М (коэффициент отражения поверхностей 5 %, кромочных элементов — 50 %)

Угол засветки, град	k	lg k	Количество фотонов на 1 пиксел
24	184 439,5556	5,265854	24 840
26	233 558,297	5,368395	19 616
28	343 685,2956	5,536161	13 328
30	123 334 497,195	8,091085	40
40	442 720 125,69	8,646129	8

приведенных расчетов, прибор функционирует, даже когда пиксели наполовину залиты фоновой составляющей. Переход на 14-разрядный АЦП позволит работать при наличии большей фоновой засветки кадра, в этом случае динамический диапазон будет равен уже $2^{14} \cdot 10e^{-} = 163\,840$ фотоэлектронов.

Для равнозначного сравнения двухкаскадной и однокаскадной бленд следует выбирать их не по углу допустимой засветки, а по габаритам. Согласно принципам построения, однокаскадная бледа будет работать и при меньших углах, однако, с увеличением количества засвеченных ножей, а следовательно, и кромок, коэффициент подавления однокаскадной бленды уменьшается и может быть уже не достаточным для работоспособности прибора.

В табл. 2 и 3 приведены коэффициенты подавления однокаскадной бленды для угла 18° (эта бледа близка по габаритам к двухкаскадной бледе для прибора БОКЗ-МФ), полученные моделированием для двух случаев— когда коэффициент отражения всех поверхностей бленды равен 5 %, а кромочных элементов 50 % (наиболее близкие значения к покрытию, используемому в приборах ИКИ на сегодняшний день), и в случае, если и кромочные элементы, и поверхности покрыты краской с коэффициентом отражения 1 % соответственно. Количество фотонов, пришедших на 1 пиксел ПЗС-матрицы, рассчитывается с учетом интенсивности солнечного излучения, спектральной пропускной способности объектива и квантовой чувствительности ПЗС-матрицы и времени экспонирования прибора БОКЗ-МФ.

Таблица 2. Коэффициент подавления однокаскадной бленды k для прибора БОКЗ-МФ (коэффициент отражения поверхностей бленды 5%, кромочных элементов — 50 %)

Угол засветки, град	$\lg k$ (k — коэффициент подавления бленды)	Количество электронов на 1 пиксел
26	4,245541	32 533
28	4,495507	18 296
30	4,501293	18 054
40	4,525653	17 069
50	4,572226	15 334

Таблица 3. Коэффициент подавления однокаскадной бленды k для прибора БОКЗ-МФ (коэффициент отражения поверхностей бленды и кромочных элементов — 1 %)

Угол засветки, град	$\lg k$ после одного отражения (на первую линзу объектива светят только кромочные элементы)	$\lg k$	Количество электронов на 1 пиксел
26	6,1225	5,828515	850
28	6,5467	6,014398	554
30	6,5193	6,03	533
40	6,4295	6,1	450
50	6,4143	6,18	380

В двухкаскадной бленде свет, рассеянный на кромочных элементах, не попадает в объектив при первом отражении на допустимых углах засветки. Если бленда однокаскадная, то кромки всех ножей будут рассеивать свет, и уже при первом отражении он попадет в объектив. С точки зрения конструирования бленды разница заключается в количестве рассеянного света на кромочных элементах диафрагм. Промежуточным вариантом можно сделать бленду, в которой только одна кромка будет светить в объектив при первом отражении. На рис. 7, 8 (см. с. 255) приведены графики зависимости коэффициентов подавления разных бленд от угла засветки. Для сравнения конструкции и габаритов на рис. 9 и 10 (см. с. 256) показаны бленды приборов БОКЗ-МФ и БОКЗ-М60/1000 соответственно, а также рассчитанные для них однокаскадные и комбинированные бленды.

Предположим, что бленда будет двухкаскадной, но угол допустимой засветки будет больше 30° , т. е. свет будет попадать в первый каскад задолго до 30° . Тогда кромка разделительного ножа будет светить в объектив сразу после 1-го отражения, но она будет единственной, в отличие от однокаскадной бленды. Поскольку угол засветки большой, бленда будет меньше, чем двухкаскадная бленда для 30° . Расположение ножей в первом каскаде будет таковым, что свет, отраженный от элементов первого каскада, не будет попадать на первую линзу объектива раньше, чем после 2-го отражения.

Поверхности бленды можно также сделать зеркальными. В этом случае, не считая переотражения от кромок, свет попадет на первую линзу объектива не раньше, чем после трех отражений на некоторых углах, на большинстве количество отражений будет четыре и более.

Был проведен эксперимент по оценке влияния фоновой засветки на ошибку определения энергетического центра звезды, что, несомненно, влияет на точность

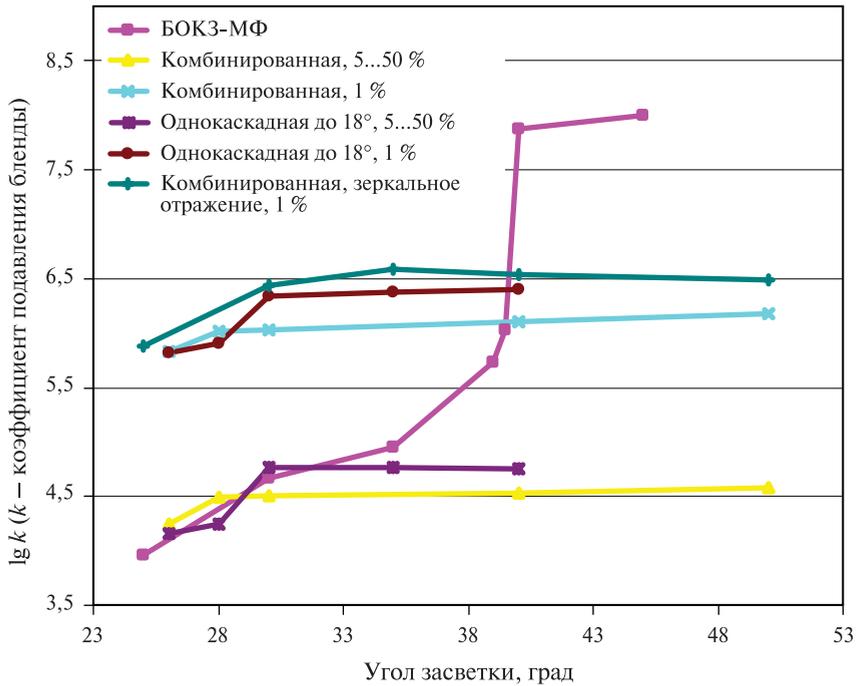


Рис. 7. Коэффициенты подавления разных бленд в зависимости от угла засветки для прибора БОКЗ-МФ

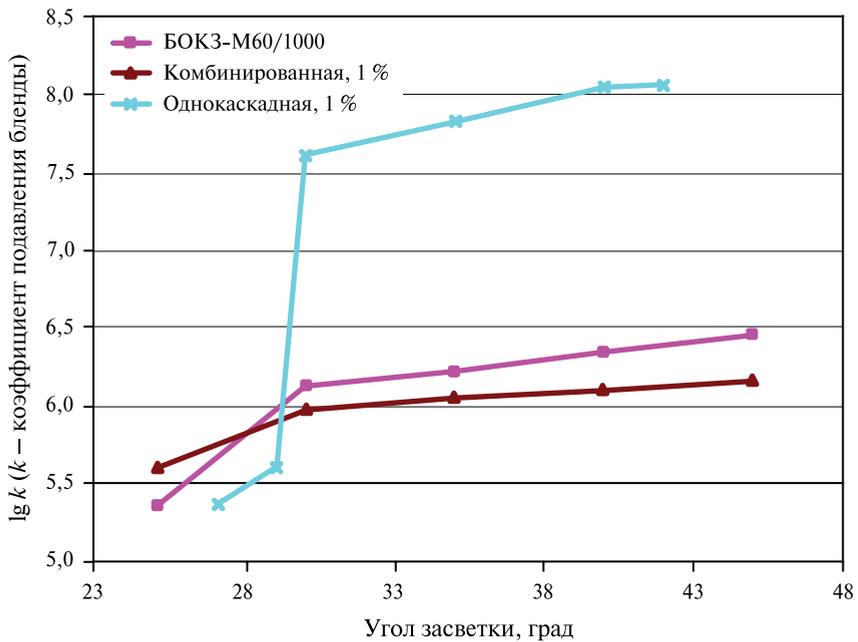


Рис. 8. Коэффициенты подавления разных бленд в зависимости от угла засветки для прибора БОКЗ-М60/1000

определения ориентации. Измерения проводились на имитаторе одной звезды 4-й звездной величины при наличии разной фоновой засветки прибором БОКЗ-МФ. По полученным прибором кадрам определялся энергетический центр неподвижной звезды стандартным алгоритмом локализации — на рис. 11 (см. с. 257) приведено изображение звезды на кадре и после отсечения порогового значения (рис. 11а — порог 201, рис. 11б — порог 1113).

В результате видно (рис. 12, 13, см. с. 257), что наличие фона по величине даже в 70 % от самого яркого пиксела звезды приводит к отклонению центра масс

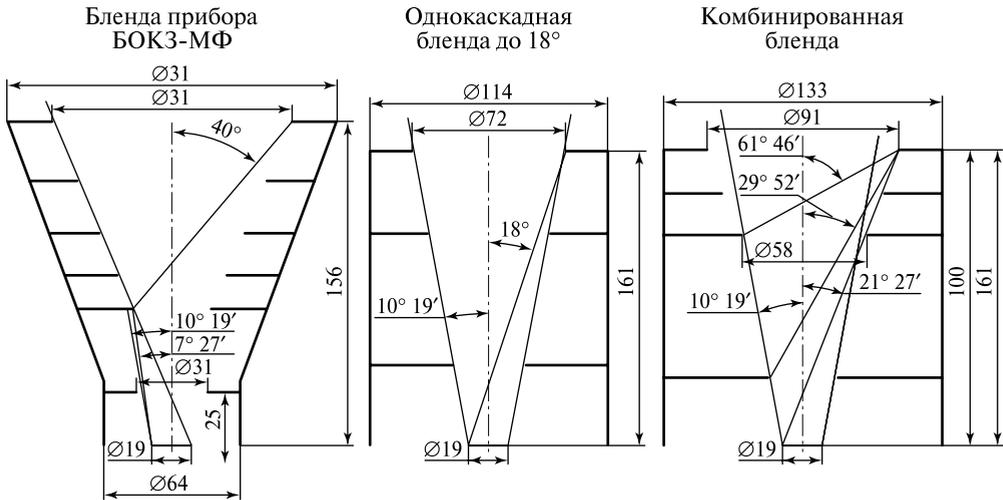


Рис. 9. Габаритные чертежи бленд. Матрица 512×512 , диаметр объектива равен 19 мм

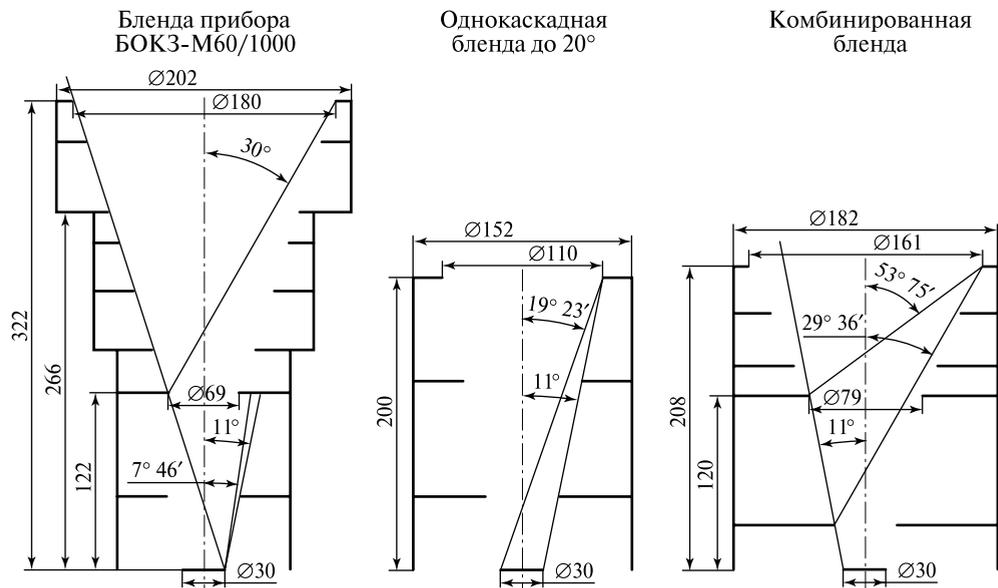


Рис. 10. Габаритные чертежи бленд. Матрица 1024×1024 , диаметр объектива равен 30 мм

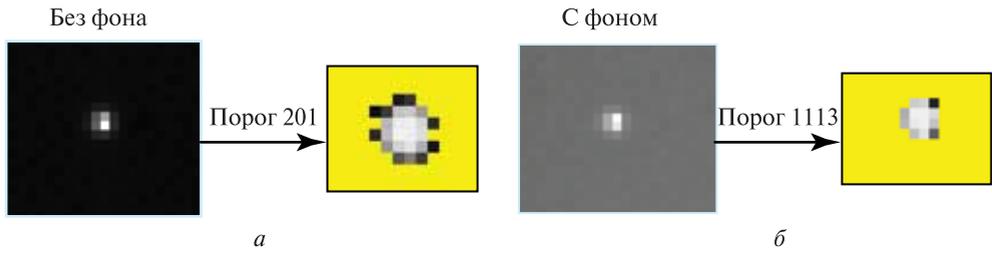


Рис. 11. Изображение звезды с фоном и без.
Распределение энергии по пикселям после локализации

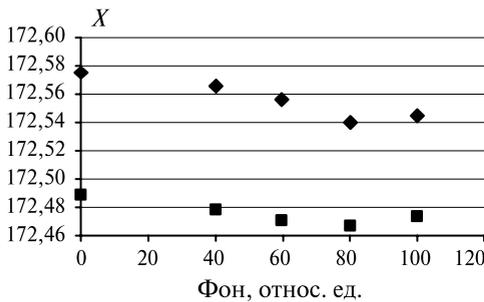


Рис. 12. Координата X энергетического центра звезды при разных значениях фона

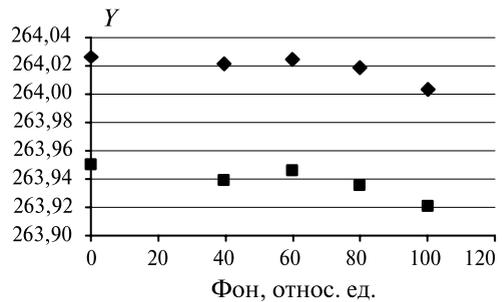


Рис. 13. Координата Y энергетического центра звезды при разных значениях фона



Рис. 14. Схема эксперимента для измерения рассеяния на кромке диафрагмы

от бесфонового значения не более чем на 10 угл. с, что практически не сказывается на точности определения параметров ориентации.

Предварительные эксперименты с измерением освещенности после рассеяния на кромке ножа на разном расстоянии от него хорошо согласуются с численным моделированием, когда кромка находится на расстоянии от 100 до 500 мм от камеры. Схема эксперимента приведена на рис. 14. Для определения относительного потока от кромки по сравнению с потоком от источника находится интегральная яркость изображения лампы, когда объектив фокусирует ее изображение на ПЗС-матрицу. Далее снимается уже кромка ножа и определяется интегральная яркость изображения кромки. Их отношение представляет собой коэффициент подавления комбинированной бленды после первого отражения, когда в объектив попадает только свет, отраженный от одной кромки, согласно моделированию.

На рис. 15, где приведено увеличенное изображение кромки, видно, что край не покрыт черной краской.

На рис. 16 показано, как выглядит кромка ножа после обработки изображения, на кромку светит параллельный пучок под углом 30° .

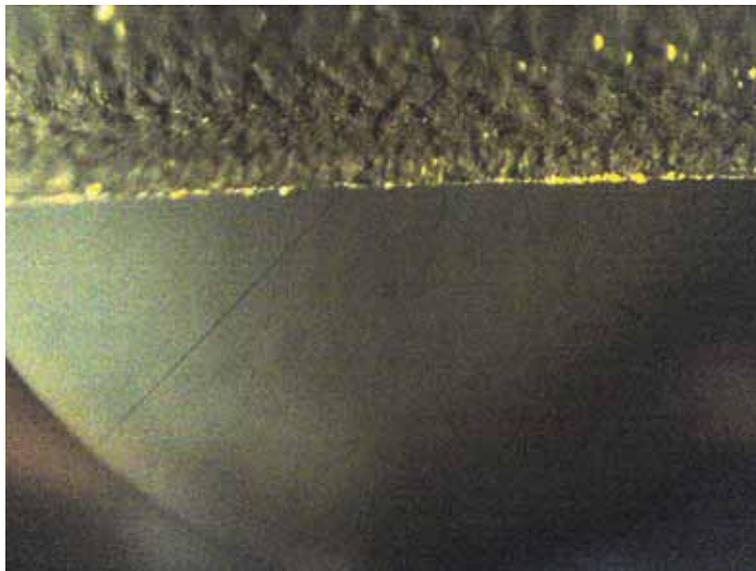


Рис. 15. Кромка в микроскопе

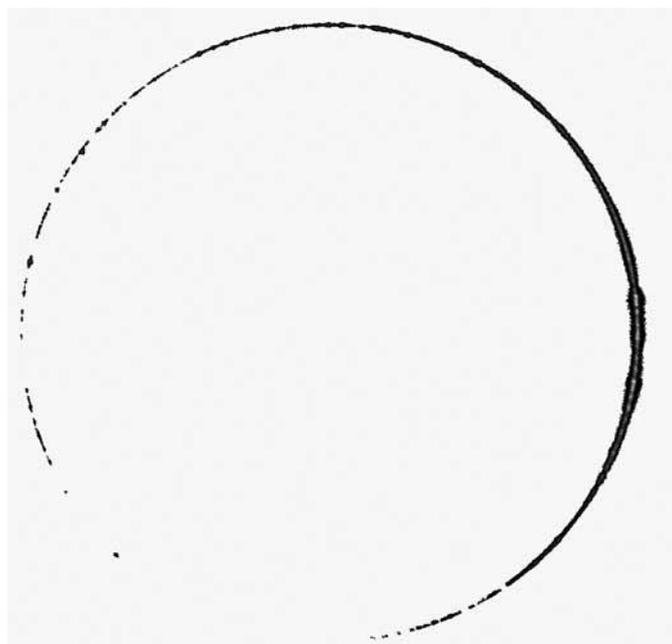


Рис. 16. Изображение светящейся части кромки. Кромка засвечена под углом 30°

Поскольку кромка фактически и определяет коэффициент подавления, необходимо как можно точнее смоделировать рассеяние на ней. Для этого планируется провести ряд экспериментов для определения индикатрисы рассеяния на кромках разной толщины с разным покрытием и сравнить результаты экспериментов с численными расчетами. Более точное описание реального рассеяния моделью, численное моделирование позволит без дополнительных экспериментов и конструирования нескольких бленд для сравнения определять коэффициент подавления бленды, а значит, и ее эффективность.

Заключение

Было проведено исследование двухкаскадных бленд, установленных на приборах серии БОКЗ разработки ИКИ РАН. Как показали данные о функционировании прибора, результаты экспериментов по измерению влияния фоновой составляющей на точность определения энергетического центра звезды, коэффициент подавления двухкаскадной бленды завышен, т. е. прибор может функционировать и при меньшем значении. С учетом этого был проведен анализ однокаскадной бленды и разработана конструкция так называемой комбинированной бленды, коэффициент подавления которой меньше, чем у двухкаскадной, но при этом достаточен для функционирования прибора и определения ориентации. Кроме того, комбинированная бленда дает выигрыш в габаритах, что не менее важно, так как двухкаскадные бленды — наиболее громоздкие из круговых бленд, а габариты бленды фактически определяют габариты звездного прибора.

Поскольку для комбинированной и тем более однокаскадной бленды рассеяние на кромках диафрагм фактически и определяет коэффициент подавления, подробное изучение этой составляющей представляется на данный момент наиболее важной частью исследования эффективности бленды.

Литература

1. *Аванесов Г. А., Балебанов В. М., Зиман Я. Л., Сычев А. Г., Тарнопольский В. И., Федотов В. И.* Выбор параметров аппаратуры оперативного определения ориентации космического аппарата по изображениям звезд // *Оптико-электронные приборы в космических экспериментах*: Сб. ст. М.: Наука, 1983.
2. *Аллен К. У.* *Астрофизические величины* / Пер. с англ. 2-е изд., перераб. и доп., 1977.
3. *Бакулин П. И., Кононович Э. В., Мороз В. И.* *Общий курс астрономии*. М.: Физматлит, 1977.
4. *Гончаренко Е. Н.* Светооптический расчет противосолнечных бленд. // *Оптико-механ. пром-сть*. 1971. № 8.
5. *Форш А. А., Чесноков Ю. М.* Оптимизация и выбор параметров ТВ-камер звездных координаторов: Препринт ИКИ РАН. Пр-2078. М.: ИКИ РАН, 2003.
6. *Чуриловский В. Н.* *Теория оптических приборов*. М.: Машиностроение, 1966.
7. *Якушенков Ю. Г., Луканцев В. Н., Колосов М. П.* Методы борьбы с помехами в оптико-электронных приборах. М.: Радио и связь, 1981.

COMPLEX LIGHT-PROTECTIVE BAFFLE FOR A STAR TRACKER

O. V. Philippova

Space Research Institute (IKI RAN), Moscow

In this paper the principles of baffle construction is considered. Results of star tracker light-protective system research of working devices BOKZ-M and BOKZ-MF are described. Within the framework of this analysis an application program was created. One can calculate the suppression ratio of a baffle and get the illumination distribution of all baffle surfaces due to the program. The experimental part of this work in measurements of dissipation on the edge of baffle diaphragm is consisted. This constituent of dissipation lights practically define suppression ration of one-stage and combined baffle.

Keywords: star tracker, baffle, suppression ratio, distribution, intensity of illumination, background, computation, attitude determination, falloff, separatory diaphragm, angle of lighting, edge of diaphragm.

Philippova Olga Vladimirovna — junior scientist, E-mail: 499B@rambler.ru.

РАЗРАБОТКА ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА, МОДЕЛИРУЮЩЕГО РАБОТУ БЛЕНД, ИСПОЛЪЗУЕМЫХ В ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫХ ЗВЕЗДНЫХ ДАТЧИКАХ

**М. Н. Котов, В. И. Крумкач, И. В. Куценко, А. И. Лимановский,
А. Н. Ткаченко**

Открытое акционерное общество ОАО «Пеленг», Минск, Беларусь

Для расчета эффективности различных конструкций бленд и применяемых в них покрытий разработаны математическая модель и программный комплекс, позволяющие имитировать распределение освещенности в выходном окне бленды в зависимости от освещения, геометрических параметров и физических свойств светопоглощающих покрытий бленды. С помощью разработанного программного комплекса были промоделированы различные варианты бленд для разрабатываемого в ОАО «Пеленг» датчика астроориентации и проведена оптимизация их конструкции.

Ключевые слова: звездный датчик, бленда, диафрагма, коэффициент ослабления, математическая модель.

Точное ориентирование в пространстве — одна из важнейших функций космических аппаратов (КА). Поэтому на борту КА размещают специальные приборы ориентации, такие как гироскопы, оптические системы астроориентации, системы определения направления на центр Земли и другие. Использование звезд является одним из наиболее точных и автономных способов для определения ориентации летающих объектов. С этой целью на борту летательного аппарата устанавливается астросистема, в состав которой входят один или несколько оптического-электронных звездных датчиков, каждый состоит из объектива, ПЗС-матрицы и электронного блока.

Для борьбы с боковыми засветками (например, излучение Солнца, отраженный свет от Земли) используют бленды, предназначенные для снижения яркости рассеянного света до величины, меньшей яркости фоновых помех, а также для подавления возможных бликов от боковой засветки [1].

В литературе описаны основные типы конструкций бленд (одноступенчатые, двойные, кольцевые и др.) и их ориентировочные коэффициенты ослабления. Поэтому на предварительном этапе проектирования по требуемому коэффициенту ослабления разработчик может выбрать нужный тип конструкции бленды. Однако после предварительного выбора возникает необходимость оптимизации конструкции бленды с целью обеспечения ее минимальных габаритов и массы при заданном угловом поле прибора и рабочем угле засветки, а также сохранении требуемого коэффициента ослабления бленды. После каждого этапа оптимизации конструкции бленды (габаритов, количества диафрагм, их взаимного расположения

Котов Максим Николаевич — инженер-конструктор 1-й категории, E-mail: kotov@peleng.by.

Крумкач Василий Иванович — инженер-конструктор 1-й категории, E-mail: v.krum@tut.by.

Куценко Игорь Вячеславович — инженер-программист, E-mail: kzigor@yandex.ru.

Лимановский Андрей Иосифович — ведущий инженер-конструктор, E-mail: limanowski@tut.by.

Ткаченко Алексей Николаевич — инженер-конструктор 1-й категории, E-mail: tkachenko@peleng.by.

и конфигурации, радиусов кромок диафрагм, коэффициентов отражения светопоглощающих покрытий) требуется проведение светотехнических расчетов с целью подтверждения обеспечения нужного коэффициента ослабления.

Существующие графоаналитические методики светотехнических расчетов бленд очень громоздки и трудоемки, что требует больших временных затрат. Применение существующих программ оптического моделирования, таких как Zemax, Optis Works, Trace Pro, ASAP, FRED, LensView, CodeV и др., требует больших финансовых затрат на покупку лицензионного продукта и обучение персонала, а также в ряде случаев не позволяет провести более глубокий анализ работы бленды.

Изготовление линейки экспериментальных образцов при проектировании бленд для выбора оптимальной конструкции является экономически нецелесообразным и также требует больших временных затрат.

Для решения данной проблемы в ОАО «Пеленг» разработан программный комплекс (ПК), который предназначен для проведения светотехнических расчетов, оптимизации и анализа различных конструкций солнцезащитных бленд.

Расчёт производится методом создания трёхмерной математической модели бленды. Суть математической модели состоит в разбиении поверхности бленды на конечные элементы, определении элементов бленды, подвергающихся боковой засветке, и последующем итерационном расчете перераспределения освещенности с учетом зеркальной и диффузной составляющей отраженного потока на каждом элементе. При расчёте учитывается также отражение света от кромок диафрагм.

Исходными данными программы служат: конструктивные параметры бленды, параметры освещения бленды (рабочий угол засветки Солнцем и азимутальный угол положения Солнца) и параметры светопоглощающих покрытий.

По введенным исходным данным ПК производит:

- формирование боковой поверхности бленды, имеющей конические и (или) цилиндрические поверхности, с круглыми световыми отверстиями диафрагм;
- формирование и расстановку диафрагм внутри бленды с заданными светотехническими характеристиками;
- разбиение рабочих поверхностей бленды на элементарные площадки;
- определение орта каждой площадки и ее координат центра тяжести;
- разбиение кромок диафрагм на элементарные площадки и определение их ортов и координат центров тяжести;
- разбиение выходного окна бленды на элементарные площадки и определение их ортов и координат центров тяжести.

После построения математической модели ПК осуществляет поиск элементарных площадок бленды, подвергающихся боковой засветке от Солнца, и расчет их первичной освещенности (итерация № 1). Затем производится расчет перераспределения освещенности в бленде и на выходном окне после первого, второго, третьего и четвертого переотражения потока излучения (итерации № 2–5). Освещенность выходного окна от кромок рассчитывается только с учетом первого отражения.

Для нахождения освещенности площадок используется формула освещенности для диффузного и зеркального отражения:

$$E_{\text{ПП}_i}^{(n+1)\text{д}} = \frac{E_{\text{ИП}_i}^{(n)\text{д}}}{\pi} \rho_{\text{ИП}_i}^{\text{д}} \frac{a^2}{l_i^2} \cos \alpha_i \cdot \cos \beta_i, \quad (1)$$

$$E_{\text{ПП}_i}^{(n+1)\text{з}} = E_{\text{ИП}_i}^{(n)\text{з}} \rho_{\text{ИП}_i}^{\text{з}} \cdot \cos(\theta_{\text{ПП}_i}), \quad (2)$$

где $E_{\text{ИП}_i}^{(n)\text{д}}$ — диффузная освещенность излучающей площадки (ИП) после итерации № n ; $E_{\text{ПП}_i}^{(n+1)\text{д}}$ — диффузная освещенность приемной площадки (ПП) на итерации № $(n + 1)$; l_i — расстояние между ИП и ПП; α_i — угол между нормалью ИП и направлением к ПП; β_i — угол между нормалью ПП и направлением к ИП; a — размер площадки; $\rho_{\text{ИП}_i}^{\text{д}}$ — коэффициент диффузного отражения ИП; $E_{\text{ИП}_i}^{(n)\text{з}}$ — зеркальная освещенность ИП после итерации № n ; $E_{\text{ПП}_i}^{(n+1)\text{з}}$ — зеркальная освещенность ПП на итерации № $n + 1$; $\rho_{\text{ИП}_i}^{\text{з}}$ — коэффициент зеркального отражения ИП; $\theta_{\text{ПП}_i}$ — угол падения зеркального луча на ПП.

Результатами расчета программного комплекса являются: величина освещенности выходного окна от рабочих поверхностей бленды и кромок диафрагм. Коэффициент ослабления бленды находится как отношение освещенности на входном окне к средней суммарной зеркальной и диффузной освещенности на выходном окне от рабочих поверхностей и кромок диафрагм после итераций № 2–5.

$$K_{\text{осл}} = \frac{E_{\text{Sun}}}{\sum_2^5 E_{\text{ВЫХ}}^{\text{ср.д}} + \sum_2^5 E_{\text{ВЫХ}}^{\text{ср.з}} + E_{\text{ВЫХ}}^{\text{ср.к}}}, \quad (3)$$

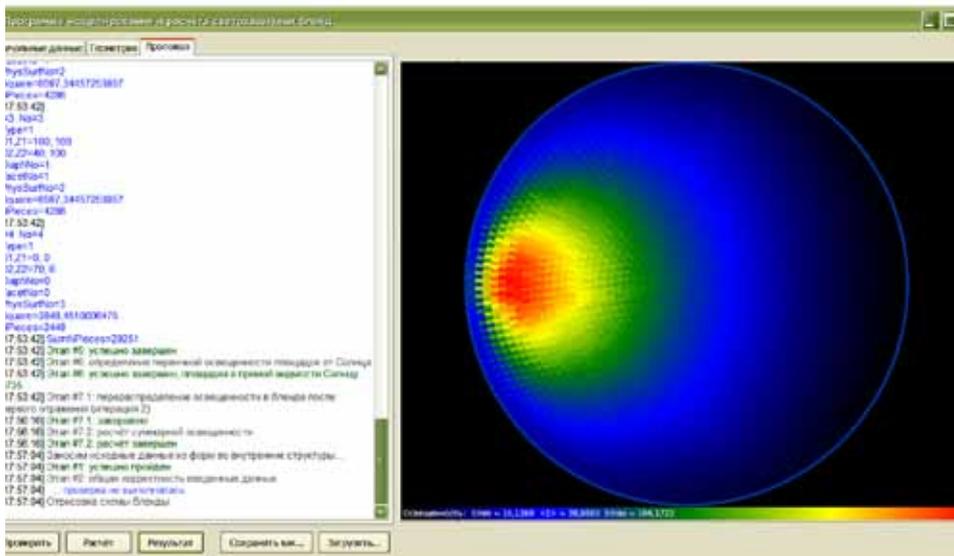
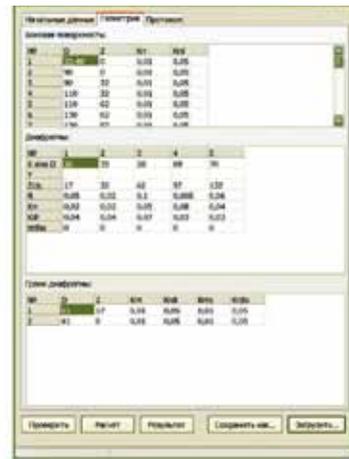
где E_{Sun} — освещенность на входном окне бленды от Солнца; $\sum_2^5 E_{\text{ВЫХ}}^{\text{ср.д}}$ — средняя диффузная освещенность выходного окна бленды от рабочих поверхностей после итераций № 2–5; $\sum_2^5 E_{\text{ВЫХ}}^{\text{ср.з}}$ — средняя зеркальная освещенность выходного окна бленды от рабочих поверхностей после итераций № 2–5; $E_{\text{ВЫХ}}^{\text{ср.к}}$ — средняя освещенность выходного окна бленды от кромок диафрагм.

По завершении расчета освещенности выходного окна бленды на экран монитора выводятся:

- распределение диффузной составляющей освещенности на выходном окне от рабочих поверхностей бленды и ее среднее значение;
- распределение зеркальной составляющей освещенности на выходном окне от рабочих поверхностей бленды и ее среднее значение;
- суммарное распределение диффузной и зеркальной составляющих освещенности на выходном окне от рабочих поверхностей бленды и их средние значения;
- распределение освещенности на выходном окне от кромок диафрагм бленды и ее среднее значение;

- суммарное распределение освещенности и ее среднее значение на выходном окне от рабочих поверхностей и кромок диафрагм бленды;
- коэффициент ослабления бленды (в числовом виде).

После анализа полученных результатов светотехнического расчета бленды ПК позволяет оптимизировать конструкцию бленды путем изменения в меню исходных данных: габаритных размеров и конфигурации боковой поверхности бленды; числа, взаимного расположения и конфигурации диафрагм (конической, цилиндрической и дисковой формы); радиусов кромок диафрагм и коэффициентов отражения рабочих поверхностей бленды.



Графический интерфейс ПК

Для разработки ПК была выбрана среда Embarcadero RAD Studio C⁺⁺ Builder 2010 [2].

Ключевыми критериями по выбору были:

- возможность разработки графического пользовательского интерфейса с использованием современных технологий отрисовки оконных интерфейсов;
- максимальное быстродействие расчётов при использовании компилируемого языка C⁺⁺;
- эффективность разработки программы благодаря использованию интерактивной оболочки для конструирования внешнего вида программы.

Графический интерфейс ПК (см. рисунок на с. 264) представляет собой окно Windows с полями для ввода данных и управляющими кнопками.

Работа с ПК включает следующие этапы:

- ввод исходных данных, таких как положение Солнца (угол от оси бленды, азимутальный угол), освещенность, создаваемая Солнцем, координаты и размеры плоскости анализа, задание конструкции бленды через точки боковой поверхности и диафрагм;
- проверка исходных данных;
- предварительный просмотр конструкции бленды, построенной по исходным данным;
- режим расчёта;
- работа с результатами расчёта (просмотр, печать, сохранение в файле отчёта).

Представим пример моделирования однокаскадной конической бленды с семью диафрагмами. Исходные данные: угол положения Солнца от оси бленды 30...70° с шагом 10°; азимутальный угол 0°; освещенность, создаваемая Солнцем, 137 000 лк; коэффициенты отражения (диффузное и зеркальное отражения) 0,01. Результаты моделирования представлены в таблице.

Результаты моделирования

Угол Солнца от оси бленды, град	Средняя суммарная освещенность выходного окна бленды от рабочих поверхностей после всех итераций, лк	Средняя освещенность выходного окна бленды от кромок диафрагм, лк	Суммарная освещенность выходного окна бленды, лк	Коэффициент ослабления освещенности бленды, $K_{осл}$
30	0,21	0,85	1,06	$1,3 \cdot 10^5$
40	0,32	0,64	0,96	$1,4 \cdot 10^5$
50	0,11	0,19	0,30	$4,6 \cdot 10^5$
60	0,13	0,16	0,29	$4,8 \cdot 10^5$
70	0,18	0,13	0,31	$4,4 \cdot 10^5$

Таким образом, авторами разработаны алгоритм и программа моделирования конструкции светозащитной бленды, а с помощью ПК были промоделированы различные варианты бленд для разрабатываемого в ОАО «Пеленг» датчика астроориентации и проведена оптимизация их конструкции.

Литература

1. Якушенков Ю. Г. Методы борьбы с помехами в оптико-электронных приборах. М.: Радио и связь, 1981. 180 с.
2. Архангельский А. Я. C⁺⁺ Builder 6: справочное пособие. В 2 ч. М.: Бином-Пресс, 2002. 544 с.
3. Bass M. Handbook of optics. 2 v. / McGraw-Hill, Inc. 1995.
4. Бронштейн И. Н. Справочник по математике для инженеров и учащихся втузов. 13-е изд., испр. М.: Физматлит, 1986. 544 с.

DEVELOPMENT OF THE BUNDLED SOFTWARE MODELLING BAFFLE WORK, USED IN ELECTROOPTICAL STAR TRACKERS

M. N. Kotov, V. I. Krumkach, I. V. Kutsenko, A. I. Limanovsky, A. N. Tkachenko

Joint-stock company "Peleng", Minsk, Belarus

The mathematical model and bundled software are developed for calculation of efficiency of various baffle designs and coverings applied in them, allowing to simulate light exposure distribution in a baffle target window depending on parameters of illumination, geometrical parameters and physical properties of light-absorbing baffle coverings. By means of the developed bundled software various variants baffles were modeled for the star tracker design developed in JSC Peleng and optimization of their design was taken.

Keywords: star tracker, baffle, vane, attenuation, mathematical model.

Kotov Maxim Nikolaevich — design engineer 1 category, E-mail: kotov@peleng.by

Krumkach Vasily Ivanovich — design engineer 1 category, E-mail: v.krum@tut.by

Kutsenko Igor Viacheslavovich — part-programming engineer. E-mail: kzigor@yandex.ru

Limanovsky Andrey Iosifovich — lead design engineer. E-mail: limanowski@tut.by

Tkachenko Alexey Nikolaevich — design engineer 1 category, E-mail: tkachenko@peleng.by

ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДОВ АВТОМАТИЗИРОВАННОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ ПРИ РАЗРАБОТКЕ ПРИБОРОВ

А. Н. Лукин

*Учреждение Российской академии наук
Институт космических исследований РАН (ИКИ РАН), Москва*

Рассмотрены технологии трехмерного моделирования приборов, создания конструкторской документации и управляющих программ для производства деталей на станке с числовым программным управлением (ЧПУ). Рассмотрена система, позволяющая вести электронный документооборот и архив. Показана возможность применения данных систем в работе Института космических исследований.

Ключевые слова: САПР, SolidWorks, 3D-моделирование, конструирование, электронный архив, электронный документооборот.

Введение

Система автоматизации проектных работ (система автоматизированного проектирования (САПР)) — программный пакет, предназначенный для автоматизированного проектирования CAD (Computer-aided design — компьютерная поддержка проектирования), разработки CAE (Computer-aided engineering — поддержка инженерных расчетов) и производства конечного продукта CAM (Computer-aided manufacturing — компьютерная поддержка изготовления), а также оформления конструкторской и/или технологической документации.

CAD-системы предназначены для решения конструкторских задач и оформления конструкторской документации. Как правило, в современные CAD-системы входят модули моделирования трехмерной объемной конструкции (детали) и оформления чертежей и текстовой конструкторской документации (спецификаций, ведомостей и т. д.).

CAE-системы представляют собой обширный класс систем, каждая из которых позволяет решать определенную расчетную задачу (группу задач) — от расчетов на прочность, анализа и моделирования тепловых процессов до расчетов гидравлических систем и машин, процессов литья. В CAE-системах также используется трехмерная модель изделия, созданная в CAD-системе. CAE-системы еще называют системами инженерного анализа.

CAM-системы предназначены для проектирования обработки изделий на станках с числовым программным управлением (ЧПУ) и выдачи программ для этих станков (фрезерных, сверлильных, эрозионных, пробивных, токарных, шлифовальных и др.). CAM-системы еще называют системами технологической подготовки производства. В настоящее время они являются практически единственным способом изготовления сложнопрофильных деталей и сокращения цикла их производства. В CAM-системах используется трехмерная модель детали, созданная в CAD-системе.

За последние годы CAD/CAE/CAM-системы прошли путь от сравнительно простых чертежных приложений до интегрированных программных комплексов, обеспечивающих единую поддержку всего цикла разработки начиная от эскизного проектирования и заканчивая технологической подготовкой производства, испытаниями и сопровождением. Современные CAD/CAE/CAM-системы не только дают возможность сократить срок внедрения новых изделий, но и оказывают существенное влияние на технологию производства, позволяя повысить качество и надежность выпускаемой продукции и, тем самым, ее конкурентоспособность.

За почти 30-летний период существования CAD/CAE/CAM-систем сложилась их общепринятая международная классификация:

- чертежно-ориентированные системы, которые появились первыми в 1970-е гг. (и успешно применяются в некоторых случаях до сих пор);
- системы, позволяющие создавать трехмерную электронную модель объекта, которая дает возможность решения задач его моделирования вплоть до момента изготовления;
- системы, поддерживающие концепцию полного электронного описания объекта (EPD — Electronic Product Definition); EPD — это технология, которая обеспечивает разработку и поддержку электронной информационной модели на протяжении всего жизненного цикла изделия, включая маркетинг, концептуальное и рабочее проектирование, технологическую подготовку, производство, эксплуатацию, ремонт и утилизацию.

В ходе развития систем автоматизированного проектирования их популярность все возрастала, и в Институте космических исследований стали задумываться о внедрении подобных систем. Так, примерно к 1996 г. практически все конструкторы ИКИ РАН отказались от чертежей на кульманах и начали работать на компьютерах в простых чертежно-ориентированных системах, таких как AutoCAD. Со временем некоторые сотрудники продолжили работать в САПР следующего поколения, которые позволяли создавать трехмерную электронную модель объекта («Компас-3D», SolidWorks).

В настоящее время все чаще стали поступать требования от заказчика о предоставлении документации в электронном виде, а также электронных 3D-моделей разрабатываемых приборов. Но, поскольку конструкторы работают в различных САПР, некоторые из которых не ориентированы на трехмерное моделирование деталей и сборок, было решено перейти на единую систему автоматического проектирования, ориентированную на трехмерное параметрическое моделирование. Такой системой стала SolidWorks.

1. ПОСТРОЕНИЕ ТРЕХМЕРНЫХ МОДЕЛЕЙ И РАЗРАБОТКА КОНСТРУКТОРСКОЙ ДОКУМЕНТАЦИИ В СИСТЕМАХ АВТОМАТИЗИРОВАННОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ

Системы автоматизированного проектирования, базирующиеся на технологиях объемного параметрического моделирования, уже давно стали промышленным стандартом для проектирования конкурентоспособной продукции. Поскольку процесс проектирования носит итерационный характер, разработчик вынужден неоднократно вносить изменения в проект с целью улучшения технических харак-

теристик проектируемого объекта. Контролировать эти изменения вручную достаточно сложно, учитывая большое количество варьируемых проектных параметров. Ошибки, допущенные на ранних этапах проектирования, могут коренным образом повлиять на характеристики разрабатываемого изделия и существенно снизить его конкурентоспособность.

Процесс построения 3D-модели основывается на создании объемных геометрических элементов и выполнении различных операций между ними. Модель набирается из стандартных элементов (блоков) и может быть отредактирована путем добавления (удаления) этих элементов, либо путём изменения характерных параметров блоков. 3D-модель несёт в себе наиболее полное описание физических свойств объекта (объем, масса, моменты инерции) и дает проектировщику возможность работы в виртуальном 3D-пространстве, что позволяет на самом высоком уровне приблизить компьютерную модель к облику будущего изделия, исключая этап макетирования.

Процесс конструирования не заканчивается на разработке объемных деталей и сборок. Программа позволяет автоматически создавать чертежи по заданной 3D-модели, исключая ошибки проектировщика, неизбежно возникающие при начертании проекций изделия вручную. При этом существует связь между моделью и чертежом, так что при изменении конфигурации модели меняется и проекция на чертеже. При этом осуществляется полная поддержка требований Единой системы конструкторской документации (ЕСКД): форматы чертежей, средства оформления чертежных видов и пр. полностью соответствуют требованиям ГОСТ.

Имеется также возможность автоматического формирования спецификации на разрабатываемое изделие на основании выполненной модели сборки. Для того чтобы спецификация не требовала дальнейшего редактирования, необходимо правильно задавать все атрибуты модели, указывать наименования, обозначения сборки и всех входящих в нее деталей и сборочных единиц.

2. ВЗАИМОСВЯЗЬ КОНСТРУКТОРОВ, ПРОЕКТИРУЮЩИХ МЕХАНИЧЕСКУЮ И ЭЛЕКТРОННУЮ СОСТАВЛЯЮЩИЕ ПРИБОРА

При проектировании прибора одной из наиболее важных составляющих является взаимодействие конструкторов, проектирующих механические детали и узлы, с теми конструкторами, которые разрабатывают печатные платы. Поскольку на печатной плате обычно распаивается достаточно большое количество электронных компонентов, которые, к тому же, бывают весьма объемными, отследить всю геометрию печатной платы вручную очень сложно. Решить данную проблему помогает двунаправленный транслятор данных в формате IDF между системами проектирования печатных плат (ECAD) и SolidWorks. Он производит чтение IDF-файла (промышленный стандарт для обмена данными между ECAD-системами) и создаёт в SolidWorks трёхмерную сборку, состоящую из печатной платы и элементов. Если элементная база печатной платы имеется в библиотеке электронных компонентов SolidWorks, то транслятор будет использовать библиотечные детали и размещать их на печатной плате в соответствии с заданными в IDF-файле координатами. При отсутствии компонента в базе данных SolidWorks автоматически создаст его габаритную модель (прямоугольный параллелепипед) и тоже разместит его на печатной плате.

Таким образом, можно на основании файла с разводкой печатной платы, выполненной, например, в системе проектирования P-CAD, создать трехмерную модель проектируемой платы в САПР SolidWorks и обеспечить отсутствие ошибок в геометрии общей сборки.

Кроме того, существует возможность передачи данных в обратной последовательности. В САПР SolidWorks создается, например, модель корпуса, в который должна быть помещена печатная плата. Далее в контексте сборки создается эскиз требуемой платы, который впоследствии можно сохранить в формате IDF и передать в систему проектирования печатных плат. Таким образом, конструктор, проектирующий плату, частично получит начальные геометрические данные, необходимые ему для того, чтобы начать разводку.

3. ПРОЕКТИРОВАНИЕ ПРОВОДОВ, КАБЕЛЕЙ И ЖГУТОВ

При проектировании прибора помимо механических элементов и печатных плат важным вопросом является моделирование проводных соединений, поскольку их размеры приходится учитывать при сборке. Таким образом, в конструкции необходимо предусмотреть место для размещения электрических кабелей и жгутов, их крепление, а также возможность их электромонтажа с учетом последующей сборки-разборки прибора с целью ремонта или диагностики электронных компонентов.

Система автоматизированного проектирования SolidWorks позволяет моделировать проводные соединения между контактами с использованием пополняемой библиотеки соединителей, проводов, многожильных кабелей, изоляционных трубок, экранирующих плетенок и т. д. Программа выдает подробную информацию о выполненных соединениях и использованных материалах, представляя ее в виде таблиц, отчетов и чертежей.

Таким образом, объединяются электрическая и механическая части проекта в единой среде проектирования.

4. ИЗГОТОВЛЕНИЕ ПРОЕКТИРУЕМОЙ ДЕТАЛИ

Изготовление детали производится на металлообрабатывающем станке с числовым программным управлением (ЧПУ), которое представляет собой компьютеризованную систему управления, считывающую инструкции специализированного языка программирования (например, G-код) и управляющую приводами металло-, дерево- и пластмассообрабатывающих станков и станочной оснасткой.

Программа обработки детали на станке с ЧПУ представляет собой набор инструкций (кадров), задающих последовательность операций (геометрические перемещения, значения подач инструмента, частоту вращения шпинделя и т. д.), необходимых для изготовления той или иной детали.

Технически каждый станок оснащен стойкой со специальным интерфейсом, позволяющим заносить кадры программы в память станка вручную. Современные станки с ЧПУ позволяют вносить в память самой стойки станка весь текст заранее написанной программы целиком посредством современных интерфейсов (USB, LAN). Далее текст программы может в случае необходимости редактироваться, после чего передается из памяти стойки в память станка, затем начинается обра-

ботка заготовки. Подобная опция очень важна в том случае, если приходится изготавливать несколько одинаковых деталей, программа для которых уже один раз написана. В этом случае вместо того, чтобы каждый раз заново вручную вносить одни и те же кадры, достаточно просто скопировать уже написанный текст и передать его на станок путем нажатия нескольких кнопок. Поскольку в производстве ИКИ РАН используются устаревшие модели станков, подобная возможность не была обеспечена заводом-изготовителем, однако была осуществлена путем подключения к станку компьютера.

Существует возможность автоматического составления текста управляющей программы для станка с ЧПУ в среде SolidWorks на основании построенной модели. Работа технолога-программиста заключается в логическом разбиении изготавливаемой детали на элементы разных типов, как по числу осей, так и по типам топологии призматических элементов, и для каждого элемента выбрать свою стратегию обработки. Стратегия обработки подразумевает задание набора всех необходимых операций и определение их параметров (схема и шаг обработки, припуски, плоскости переходов, правила врезания в материал, подводы и отводы инструмента и так далее). Результаты работы программиста сохраняются в этой же модели детали или сборки. Таким образом, обеспечивается полная ассоциативность модели и траекторий инструмента, что приводит к автоматическому обновлению всех траекторий инструмента при проведении изменений модели.

После составления программа копируется на компьютер, подключенный к станку, передается в память станка, после чего начинается обработка заготовки. Проблема заключается в том, что на данный момент компьютер станка не подключен к локальной сети Института, и технически нет возможности установить на нем приложение, которое могло бы позволить фрезеровщику просматривать геометрию модели, по которой изготавливается деталь. В результате получается, что деталь изготавливается «вслепую», что иногда приводит к ошибкам, способным испортить заготовку. Если данный вопрос будет решен, то следующей проблемой станет то, что одной лишь геометрии модели фрезеровщику для изготовления детали будет недостаточно. Необходимо также задавать требуемые технологические данные, такие как обозначения шероховатости, базы, допуски формы и расположения поверхностей, допуски на размеры, что теоретически возможно, но на практике еще не выполнялось.

Таким образом, если устранить данные проблемы, которые видятся вполне решаемыми, то можно сказать, что в рамках Института космических исследований разработана технология, благодаря которой появилась возможность изготовления деталей без оформления конструкторской документации.

5. СИСТЕМА ЭЛЕКТРОННОГО ДОКУМЕНТООБОРОТА

В связи с тем, что приборов разрабатывается все больше и больше, объем документации становится таким, что человеку становится все труднее ее контролировать. Поэтому актуальным становится вопрос внедрения электронных систем ведения документации (PDM) и планирования ресурсов (ERP).

PDM-система (Product Data Management — система управления данными об изделии) — организационно-техническая система, обеспечивающая управление всей информацией об изделии. В качестве изделий могут выступать самые

разнообразные товары и объекты: от микрочипов до автомобилей и от мостов до компьютерных сетей.

Поскольку в оптико-физическом отделе ИКИ РАН проводится работа по внедрению единой САПР SolidWorks, то в качестве подходящей PDM- системы была выбрана SolidWorks Enterprise PDM (SWE-PDM), которая идеально интегрирована с САПР SolidWorks, работает в этой среде, автоматически распознает ссылки между документами и конфигурациями моделей и т. д.

Система SWE-PDM работает с документами любых типов, с файлами любых форматов. Имеется возможность полноценного просмотра файлов более 250 форматов в рабочем окне SWE-PDM без установки дополнительного программного обеспечения.

Такая система позволяет решить ряд актуальных проблем.

1. *Хранение электронных документов.* Разработанная конструкторская документация ставится на учет в общеинститутский архив, где и хранится ее оригинал, после чего изготавливается необходимое количество копий, которые хранятся отдельно (непосредственно в каждом отделе). Однако существует ряд проблем, связанных с хранением документов в бумажном виде. Основные проблемы касаются заимствованных деталей, так как для того чтобы найти ту или иную заимствованную деталь или сборку, использующуюся в каком-нибудь приборе, приходится искать тот прибор, где данная деталь была использована первично, что практически всегда является достаточно трудоемким занятием. Иногда приходится спускаться в архив и искать по картотеке, а иногда даже это с трудом может помочь. Поскольку документацией пользуются все сотрудники оптико-физического отдела, может случиться так, что тех или иных чертежей вообще нет на месте в тот момент, когда они срочно нужны. В связи с этим наличие электронного архива, организованного с помощью PDM-системы, может существенно облегчить ситуацию. Технически вся информация архива хранится на сервере, поэтому каждый сотрудник в любой момент времени может получить доступ ко всей информации архива. Кроме того, имеется возможность создания ссылок на заимствованные детали, что существенно упрощает поиск требуемой документации. Так как вся документация в настоящее время так или иначе изначально разрабатывается в электронном виде, а потом только распечатывается и ставится на учет, то для ведения архива необходимо четко следить за тем, чтобы версия электронного документа соответствовала той, которая стоит на учете. Однако и при работе с электронным архивом имеется ряд трудностей, которые приходится преодолевать. Во-первых, часть документации разрабатывается не на территории Института космических исследований, что сильно усложняет процесс обмена информацией. Во-вторых, при внедрении электронного архива возникает проблема, связанная с огромным объемом уже разработанной к данному моменту документации, часть которой чертилась вручную (на кульмане). Чертежи, начертанные вручную, приходится переводить в электронную форму, что также является трудоемким занятием. Для того чтобы поместить столь внушительный объем документации в архив и структурировать информацию в нем, требуется немало времени.

К настоящему моменту полностью собрана документация в электронном архиве лишь на один прибор — БОКЗ-М60/1000. Однако на примере данного прибора можно сделать вывод о том, что ведение подобного архива электронной документации является вполне оправданным.

2. *Надежность хранения электронной документации.* Вопрос надежности хранения информации является одним из основополагающих при создании и администрировании электронного архива. Система безопасности хранящейся в архиве информации устроена примерно так же, как в локальной сети доменного типа, т.е. на основе распределенных авторизованных прав доступа. Пользователь, заходящий в архив, должен ввести данные своей учетной записи, таким образом, после авторизации в архиве он получает некий набор прав, позволяющих или запрещающих выполнять те или иные действия, получать доступ к той или иной информации. Система назначения прав SWE-PDM достаточно гибкая. Каждый файл имеет свой атрибут, метку, называемую статусом или состоянием документа. Администратором предварительно составляется так называемый шаблон документооборота, представляющий собой некую схему, в которой задаются список возможных статусов документа, правила переходов между ними, а также указывается список возможных участников процесса. В каждом состоянии те или иные пользователи получают разные наборы прав в зависимости от их роли в разработке прибора. Таким образом, права могут назначаться на основании не только того, в каком месте находится документ (одни пользователи могут иметь доступ к одной папке, другие — к другой), но и того, какой у файла статус. Таким образом, при ведении архива важно задать, чтобы электронные аналоги документов, состоящих на учете (допустим, они имеют статус «На учете»), не могли изменяться пользователями, а только просматриваться. Правом перевести документ в состояние «На учете», а также сменить статус документа в том случае, если потребовалось изменение, может обладать только администратор — человек, отвечающий за точное соответствие электронной документации ее бумажным аналогам. В настоящее время в оптико-физическом отделе построена следующая схема документооборота (рис. 1):

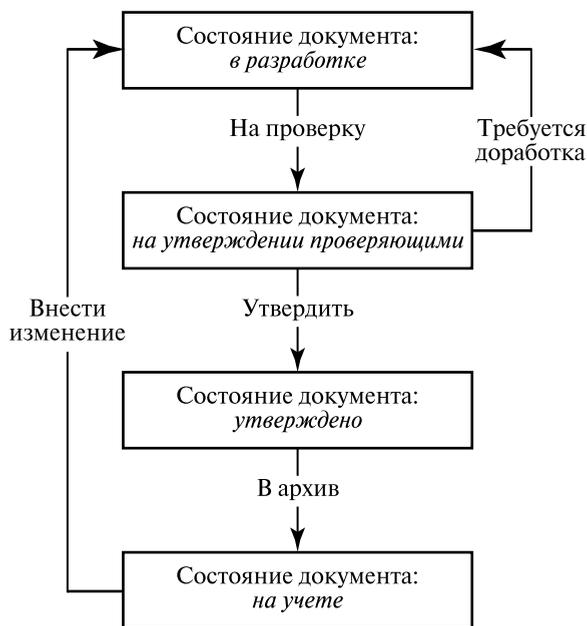


Рис. 1. Схема документооборота

В PDM-системе существует еще одна удобная опция, благодаря которой сохраняется история изменения документов. Каждый раз после изменения документа присваивается новая версия, и в любой момент можно вернуться к любой из предыдущих версий файла.

3. *Интеграция с другими САПР.* Несмотря на активные попытки перевести всех конструкторов на работу в единой САПР SolidWorks, этот процесс занимает достаточно длительный период времени из-за естественных сложностей психологического и материально-технического характера. Поэтому в настоящее время важным является вопрос интегрированности системы электронного документооборота с другими САПР. В этой связи можно утверждать, что система хорошо интегрирована с такими САПР как AutoCAD и системами на его основе, Inventor, Pro/Engineer. Однако существенным минусом является то, что SWE-PDM не позволяет даже просто читать, не говоря о более широких возможностях, файлы среды «Компас». Данная проблема решается установкой отдельного программного продукта, позволяющего просматривать файлы чертежей «Компаса», а также его 3D-модели. Таким образом, обеспечивается возможность просмотра документации, хранящейся в электронном архиве, конструкторами, использующими различные САПР. Все вышесказанное касается машиностроительных САПР, исключение составляют среды разработки электронных изделий и разводки печатных плат.

Основной проблемой является то, что конструктор, ведущий общую сборку прибора, будучи не в состоянии просмотреть хранящийся в архиве файл с разводкой печатной платы, не может контролировать сборку прибора в целом, адекватно и своевременно реагируя на те или иные изменения в схеме разводки. Как отмечалось выше, данная проблема частично решается благодаря возможности автоматического создания трехмерной модели печатной платы в среде SolidWorks на основании файла разводки. Так, главный конструктор может отследить ошибки, возникающие в сборке между распаянными на плате объемными электронными компонентами и механическими элементами конструкции прибора. Однако даже этот инструмент полностью не гарантирует от ошибок, поскольку созданная 3D-модель способна отобразить лишь плату с трехмерными компонентами на ней, но не может указать расположение дорожек электрических цепей, следовательно, нет возможности отследить замыкание электроники на корпус прибора.

4. *Взаимодействие с производством.* Как отмечалось ранее, существует возможность изготовления детали на станке с ЧПУ на основании построенной конструктором 3D-модели, т. е. без чертежа. Если технолог имеет доступ к электронному архиву, то он может приступить к созданию управляющей программы для станка непосредственно после окончания моделирования той или иной детали конструктором. При этом предполагается создание отдельного шаблона документооборота для трехмерных моделей, в рамках которого будут определены возможности взаимодействия конструктора и технолога. Таким образом, технолог сможет отправить модель конструктору на доработку в том случае, если деталь не технологична. После того как модель утверждена, технолог создает управляющую программу для обработки данной детали на станке с ЧПУ.

Если компьютер, подключенный к станку, будет иметь сетевой доступ к серверу архива, то фрезеровщик станка с ЧПУ может автоматически получать напи-

санную программу и передавать ее в память станка. При этом будет возможность контролировать размеры изготавливаемой детали на основании трехмерной модели из архива.

В рамках производства Института космических исследований подобная практика не получила широкого распространения из-за того, что модель передает только геометрическую информацию об изделии, в то время как данные о допусках, посадках, предельных отклонениях и т. п. не передаются. Тем не менее, работа в этом направлении продолжается.

5. *Проблемы, связанные с проведением изменений, внесенных в учтенные чертежи, а также изготовлением копий документации.* Конструкторы при подготовке извещения об изменении точно не знают, сколько копий документации необходимо изготовить, в результате либо появляется лишняя документация, которую нет смысла хранить в таком количестве, ибо при внесении изменений в дальнейшем менять придется все эти многочисленные копии, либо наоборот их не хватает. Это происходит потому каждый раз, что нужно разное количество копий в зависимости от того, например, находится ли данный прибор в производстве или в состоянии сборки, и т. п.

После того как копии разосланы всем заинтересованным лицам, возникает проблема проведения изменения, потому что многие сотрудники просто не успевают этим заниматься, поскольку поддержка документации в актуальном состоянии отнимает немало времени и сил. В связи с этим резонной видится просьба предоставить новый, актуальный комплект документации. На изготовление такого комплекта требуется немало времени работников институтского архива, иногда это занимает недели, что, несомненно, затормаживает производственный процесс.

Кроме того, часть деталей изготавливаются не на производственной базе ИКИ РАН, а отдаются на изготовление в стороннюю организацию, в г. Саров. В этом случае, если изменение касается такой детали и она в данный момент отослана на производство в Саров, необходимо срочно выслать туда копию извещения о проведенном изменении. Однако информация о том, какие именно детали и где производятся, известна лишь одному человеку, который ведет архив бумажной документации в рамках отдела. Таким образом, существует риск того, что то или иное изменение может не дойти до производства в Сарове, в результате чего партия пришедших деталей окажется непригодной. Бывали случаи, когда происходила путаница относительно того, где производилась та или иная партия деталей, оказавшихся впоследствии бракованными.

В настоящий момент озвученные проблемы не решены, однако существует возможность решить их с помощью PDM-системы. Во-первых, желательно приобрести необходимую техническую базу для того, чтобы иметь возможность оперативно изготавливать копии конструкторской документации (КД). Во-вторых, необходимо установить компьютеры во всех точках, где должен храниться свой отдельный комплект КД, и обеспечить им сетевой доступ к хранилищу электронного архива.

В таком случае достаточно настроить рассылку уведомлений всем заинтересованным лицам о том, что документация разработана, утверждена и состоит на учете, либо в уже учтенной ныне документации проведены изменения, причем

существует возможность автоматической рассылки уведомлений заданному кругу лиц при смене статуса документа благодаря встроенной почтовой системе. В ответ поступает запрос об изготовлении той или иной документации в бумажном виде. При такой схеме работы конструкторам достаточно заказать всего одну копию измененной документации на оптико-физический отдел, все остальные участники процесса узнают о прошедшем изменении из электронного архива и закажут требуемое количество копий документации, которая будет оперативно изготовлена в рамках технических средств отдела. Кроме того, в электронном архиве можно отмечать те чертежи, которые отдаются на изготовление в стороннюю организацию. Таким образом, администратор архива, ответственный за внесение изменений, может также отслеживать необходимость изготовления дополнительной копии извещения для отправки ее в Саров.

6. Система электронного документооборота, способная успешно функционировать в рамках всего Института космических исследований. Каждый отдел может организовать хранилище электронных документов на своем сервере. При этом любому смежному отделу, с которым ведутся общие работы, или конкретным сотрудникам отдела можно разрешить доступ к своему хранилищу, если в этом будет необходимость. У каждого отдела должен быть сотрудник, занимающийся администрированием архива, который должен следить за тем, чтобы электронный вид документов, состоящих на учете в электронном архиве, соответствовал их бумажному аналогу из общеинститутского архива. Кроме того, необходимо, чтобы администратор оперативно реагировал на проводимые изменения документации.

Наличие такой мощной и гибкой системы документооборота позволяет существенно упростить процедуру постановки конструкторской документации на учет в архив. При том, что данная система способна заменить собой существующий ныне бумажный архив, полагается целесообразным оставить архив бумажной документации в привычном виде, а электронная документация будет органично его дополнять. Тем не менее PDM-система позволит существенно упростить процедуру проверки документации отделом нормоконтроля. Как только документ разработан и утвержден проверяющими, он переводится в состояние «Проверка нормоконтролем», после чего разработчик уведомляет сотрудников этого отдела о необходимости проверки данной документации (рис. 2, см. с. 277). При необходимости отредактировать чертеж сотрудник отдела нормоконтроля переводит документ на доработку.

Сотрудники отдела нормоконтроля могут на основании имени и пароля, введенных при авторизации Windows, автоматически получать права на просмотр файлов из всех хранилищ института и добавление тех или иных пометок в случае, если документ переведен в состояние «Проверка нормоконтролем», при этом не редактируя сам документ.

В связи с этим возникает вопрос о возможности подобной проверки, поскольку документы, выполненные во всевозможных САПР, будучи в электронном виде, могут существенно изменяться после вывода их на печать. Например, в системе проектирования AutoCAD имеется возможность настройки толщины линий при выводе на печать, в зависимости от их цвета. Кроме того, несмотря на множество встроенных в PDM-систему просмотрщиков файлов всевозможных форматов, она не позволяет без установки дополнительных программных средств про-

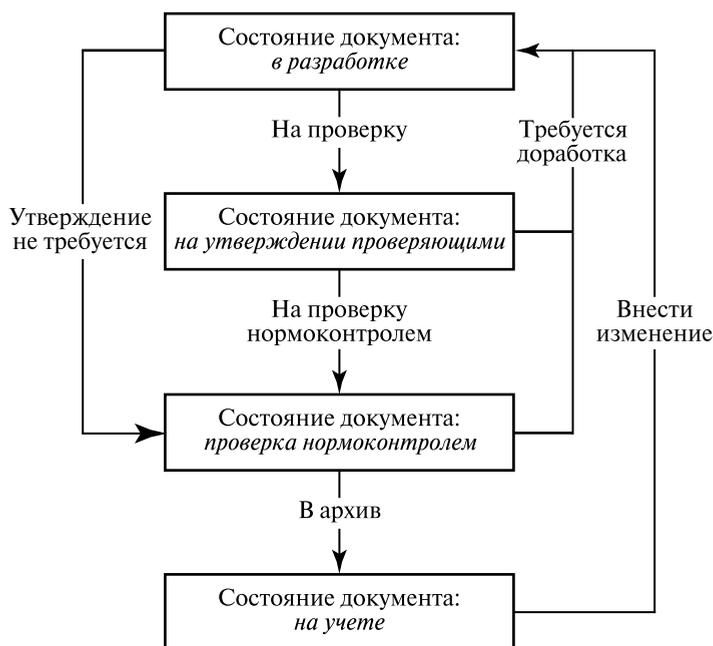


Рис. 2. Схема документооборота при участии отдела нормоконтроля

смагивать файлы такой распространенной на территории России САD-системы как «Компас». Решением данных проблем может служить некий принятый на общеинститутском уровне регламент, согласно которому файлы в отдел нормоконтроля могут передаваться только в заранее оговоренном формате, например, PDF. Если, кроме того, обеспечить сотрудников техническими средствами, позволяющими с легкостью идентифицировать просматриваемую информацию с экрана монитора (например, современными мониторами высокого разрешения с размером экрана, позволяющим просматривать чертежи формата А1 в масштабе 1:1), то подобная методика работы представляется достаточно удобной и эффективной.

После того как документ одобрен нормоконтролем, разработчик распечатывает его на бумаге, подписывает и относит в архив для постановки на учет. После этого сотрудник, администрирующий электронный архив внутри отдела, переводит документ в состояние «В архиве», при котором возможен лишь просмотр файла, но не редактирование, а перевести в какое-то другое состояние может только сам администратор.

7. *Взаимодействие с ERP-системами.* ERP-система (Enterprise Resource Planning System — система планирования ресурсов предприятия) — это интегрированная система для управления внутренними и внешними ресурсами предприятия (значимые физические активы, финансовые, материально-технические и человеческие ресурсы). Построенная, как правило, на централизованной базе данных, ERP-система формирует стандартизованное единое информационное пространство предприятия, обеспечивает полную функциональность для управления всей административной и операционной деятельностью, объединяя в единую цепочку

финансовый учет, процессы сбыта, производства, управления материальными потоками, планирования, взаимодействия с партнерами и поставщиками.

Роль PDM-системы в плане интеграции с ERP-системой заключается в том, что она предоставляет информационную базу, на основании которой производятся расчеты и протекают процессы ERP-системы.

Например, производственный процесс начинается с того, что из базы электронного архива PDM составляется список деталей, которые необходимо отдать в производство. Далее этапы данного процесса состоят из набора операций, указанных в технологических паспортах на эти детали, которые также берутся из архива. ERP позволяет контролировать ход выполнения тех или иных операций и своевременно оповещать о готовности перехода к следующему этапу процесса.

Кроме того, в PDM-системе хранятся ведомости покупных изделий на каждый прибор, списки электронных компонентов импортных и отечественных производителей, эксплуатационная документация, протоколы испытаний. Эта информация используется в ERP-системе, например, при расчете затрат по договорам.

Заключение

Увеличивающееся количество заказов, а также типов разрабатываемых приборов вызывает необходимость внедрения современных электронных систем, позволяющих повысить производительность труда и снизить издержки производственного и административного характера.

Использование системы автоматизированного проектирования позволит повысить качество проектирования, снизить материальные затраты на него, сократить сроки проектирования и ликвидировать рост числа инженерно-технических работников, занятых проектированием и конструированием.

PDM-система обеспечит полноту, целостность, актуальность информации об изделии и доступность ее всем участникам жизненного цикла изделия. Такая система позволяет структурировать, модифицировать и контролировать проектные данные, чертежи, документы и прочую информацию об изделии.

ERP-системы позволяют достичь согласованности в работе отдела и устранить проблему интеграции данных для разных приложений, поскольку все предприятие работает с единой системой. Кроме того, подобные системы позволяют оптимизировать рабочие процессы, что ведет к значительному снижению расходов.

Таким образом, внедрение передовых систем автоматизированного проектирования, а также таких систем как PDM и ERP, позволит решить ряд существующих на данный момент проблем, а также даст возможность оптимизировать работу в других областях, что, несомненно, дает повод смотреть в будущее с оптимизмом.

**APPLICATION OF METHODS OF THE COMPUTER-AIDED
DESIGN BY WORKING OUT OF DEVICES****A. N. Lukin***Space Research Institute (IKI RAN), Moscow*

Technologies of three-dimensional modeling of devices, creations of the design documentation and operating programs for manufacture of details on the machine tool with numerical programmed control are considered. The system, which allows conducting electronic document circulation and archive, is considered. Possibility of application these systems in work of Institute of Space Researches is shown.

Keywords: CAD-system, SolidWorks, 3D-modeling, designing, archive of electronic documents, circulation of electronic documents.

Lukin Artem Nikolaevich — engineer, E-mail: eta2005@yandex.ru.

СИСТЕМАТИЧЕСКИЕ И СЛУЧАЙНЫЕ ОШИБКИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПОЛОЖЕНИЯ ФОТОЦЕНТРОВ ЗВЕЗД НА МАТРИЧНЫХ ФОТОПРИЕМНИКАХ

А. И. Захаров, М. Г. Никифоров

Государственное научное учреждение Государственный астрономический институт имени П. К. Штернберга Московского государственного университета им. М. В. Ломоносова (ГАИШ), Москва

Работа посвящена исследованию поведения систематической и случайной ошибки определения центра изображения звезды на матричных фотоприемниках в зависимости от параметров сигнала, физических характеристик матрицы и алгоритмов обработки изображения.

Ключевые слова: астрономические датчики, ПЗС-матрицы.

Введение

В современных астрометрических задачах возрастает необходимость совершенствования точности измерения координат звезд. Можно выделить множество факторов, которые накладывают определенные ограничения на точность измерений. Это слабые потоки от большинства звезд, вибрация фотоприемника, которая приводит к смазыванию изображения, абберации объектива, дискретность (пикселизация) изображения, неравномерная чувствительность пиксела, шумы фотоприемника, погрешности, связанные с алгоритмами обработки изображения.

В каждом эксперименте может возникать множество систематических ошибок, имеющих самое различное происхождение. В настоящем исследовании мы рассмотрим две *систематические ошибки*, которые являются наиболее общими и присущи всем фотоприемникам, обладающим дискретностью: $\Delta_{\text{sys}} = \Delta_1 + \Delta_2$.

Первая систематическая ошибка Δ_1 связана с дискретностью ПЗС-матрицы. Она обусловлена проецированием исходного непрерывного профиля сигнала на сетку, которая образована пикселями матрицы ПЗС. При этом точная оценка центра изображения, определяемая отношением несобственных интегралов функции

рассеяния точки (ФРТ) $x_{\text{ц}}(f) = \frac{\int_{-\infty}^{\infty} x \int_{-\infty}^{\infty} f(x, y) dy dx}{\int_{-\infty}^{\infty} \int_{-\infty}^{\infty} f(x, y) dy dx}$, заменяется отношением ин-

тегральных сумм по той же области, $\tilde{x}_{\text{ц}}(f) = \frac{\sum_{i=0}^{\infty} x_i \sum_{j=0}^{\infty} S_{ij}(f)}{\sum_{i=0}^{\infty} \sum_{j=0}^{\infty} S_{ij}(f)}$, где x_i — координата

центра пиксела $\{i, j\}$ по оси X , d — линейный размер пиксела; $f(x, y)$ — ФРТ сигнала;

Захаров Андрей Игоревич — научный сотрудник, E-mail: zakh@sai.msu.ru.

Никифоров Михаил Геннадьевич — научный сотрудник, кандидат физико-математических наук, E-mail: michael.nickiforov@gmail.com.

S_{ij} — сигнал, накопленный в пикселе $\{i, j\}$ за время экспозиции —
 $x_i+0,5d$ $y_i+0,5d$
 $S_{ij}(f) = \int_{x_i-0,5d}^{x_i+0,5d} \int_{y_i-0,5d}^{y_i+0,5d} f(x, y) dx dy$. Систематическая ошибка дискретизации пред-

ставляет собой разность $\Delta_1 = \tilde{x}_{\text{ц}}(f) - x_{\text{ц}}(f)$. В отсутствие шумов эту ошибку можно точно вычислить для любой заданной ФРТ сигнала.

Систематическая ошибка Δ_2 появляется при замене несобственных интегралов по неограниченной области считывания сигнала на определенные интегралы, область интегрирования которых ограничена размерами матрицы или заранее определенным размером области считывания сигнала. Остаточная ошибка представляет собой разность этих интегралов:

$$\Delta_2 = \frac{\int_{-\infty}^{\infty} x \int_{-\infty}^{\infty} f(x, y) dy dx}{\int_{-\infty}^{\infty} \int_{-\infty}^{\infty} f(x, y) dy dx} - \frac{\int_{-dk/2}^{dk/2} x \int_{-dk/2}^{dk/2} f(x, y) dy dx}{\int_{-dk/2}^{dk/2} \int_{-dk/2}^{dk/2} f(x, y) dy dx}.$$

В отсутствие шумов при увеличении размера области считывания k величина остаточной ошибки Δ_2 уменьшается. Это приводит к уменьшению погрешности определения положения центра изображения. Физический смысл этого состоит в том, что дополнительная информация, пусть даже в виде слабого, но незашумленного сигнала, позволяет повысить точность. Общая ошибка определения центра изображения при шуме может быть представлена в виде суммы случайной и систематических ошибок:

$$\Delta = \Delta_{\text{sys}} + \Delta_{\text{rand}} = \Delta_1 + \Delta_2 + \Delta_{\text{rand}}.$$

Алгоритм, с помощью которого обрабатывается изображение, оказывает влияние на точность определения координат. Поэтому возникает необходимость анализа точности применяемых алгоритмов.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Исходная проблема математической обработки изображения с целью определения положения фотоцентров разделяется на две задачи:

- создание оптимальных алгоритмов обработки сигнала и определение условий их применимости;
- исследование поведения погрешностей алгоритмов.

АЛГОРИТМЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ КООРДИНАТ

Наиболее часто используемым алгоритмом определения координат центра изображения является метод нахождения фотометрического центра (метод взвешенного центра):

$$x_{ц,(1)} = \frac{\sum_{i=1}^k \sum_{j=1}^k S_{ij} x_i}{\sum_{i=1}^k \sum_{j=1}^k S_{ij}}, \quad y_{ц,(1)} = \frac{\sum_{j=1}^k \sum_{i=1}^k S_{ij} y_j}{\sum_{j=1}^k \sum_{i=1}^k S_{ij}}, \quad (1)$$

где S_{ij} — сигнал (например, число зарегистрированных фотоэлектронов) в пикселе $\{i, j\}$; x_i — координата центра пиксела $\{i, j\}$ по оси x ; y_j — координата центра пиксела $\{i, j\}$ по оси y ; k — нечетное число, выражающее в пикселах длину стороны квадратной области считывания изображения, $\sum_{i=1}^k \sum_{j=1}^k S_{ij} = S$, где S — общий сигнал от звезды.

Метод средневзвешенного центра получил широкое распространение в задачах определения центра изображения. Его особенность состоит в том, что каждому пикселу приписывается одинаковый вес независимо от интенсивности сигнала в этом пикселе. В случае, когда сигнал во всех пикселах области считывания значительно превышает шум, метод позволяет получить довольно точные оценки центра изображения.

В случае, когда сигнал в большинстве пикселов близок к шуму, точность оценок ухудшается. Для повышения точности оценок нахождения фотоцентра при наличии шумов рассмотрим условия применения другого метода — квадратичного. Для этого составим форму, в которой координате каждого пиксела приписывается свой весовой коэффициент, пропорциональный квадрату сигнала в пикселе:

$$x_{ц,(2)} = \frac{\sum_{i=1}^k x_i \sum_{j=1}^k S_{ij}^2}{\sum_{i=1}^k \sum_{j=1}^k S_{ij}^2}, \quad y_{ц,(2)} = \frac{\sum_{j=1}^k y_j \sum_{i=1}^k S_{ij}^2}{\sum_{j=1}^k \sum_{i=1}^k S_{ij}^2}. \quad (2)$$

ПАРАМЕТРЫ ЗАДАЧИ

Критерии, по которым выбирался оптимальный алгоритм, определяются не только методом обработки изображения, но и существенно зависят от постановки задачи. К параметрам задачи относятся технические характеристики матрицы, ФРТ и интенсивность сигнала, методы наблюдения. Поэтому необходимо независимо определить набор алгоритмов, набор ФРТ и параметры матрицы.

Пусть b_{ij} — сумма величин темнового сигнала матрицы и сигнала от фона в пикселе $\{i, j\}$; σ^2 — дисперсия шума чтения пиксела; область считывания имеет размер $k \times k$; $\alpha = r/d$ — отношение полуширины ФРТ на половине интенсивности сигнала к размеру пиксела. Для простоты будем считать, что темновой ток и сигнал фона во всех пикселах матрицы одинаковы, т. е. $b_{ij} = b$. Из геометрических характеристик матрицы и суммарной величины шума в каждом пикселе общее отношение сигнала к шуму S/N может быть определено, как

$$S/N = \sqrt{\frac{S^2}{S + k^2(b + \sigma^2)}}.$$

МЕТОД РЕШЕНИЯ

Пусть определены параметры задачи S/N , α , k , d . Будем случайным образом проецировать сигнал с заданной ФРТ на матрицу ПЗС, таким образом, чтобы центр изображения всегда располагался в одном и том же пикселе. При этом центр изображения попадает случайным образом куда-либо внутри пиксела с известными точными координатами $x_{ц,l}$, $y_{ц,l}$. Зная вид ФРТ, рассчитаем сигнал в каждом пикселе, а затем при помощи алгоритмов (1) и (2) получим расчетные координаты фотоцентра изображения $\tilde{x}_{ц,l}$ и $\tilde{y}_{ц,l}$. Проведя этот эксперимент L раз, построим оценки погрешностей, вносимых систематическими ошибками для заданной ФРТ в виде:

$$\Delta_x(f) = \sqrt{\frac{\sum_{l=1}^L (\tilde{x}_{ц,l} - x_{ц,l})^2}{L}} \quad \text{и} \quad \Delta_y(f) = \sqrt{\frac{\sum_{l=1}^L (\tilde{y}_{ц,l} - y_{ц,l})^2}{L}}.$$

Наложим ряд ограничений на рассматриваемые ФРТ.

Во-первых, потребуем монотонного убывания сигнала при $x \rightarrow \infty$, $y \rightarrow \infty$, не медленнее, чем $f(x, y) \propto (x^2 + y^2)^{-1}$. С физической точки зрения это соответствует ограниченности сигнала $S \int_{-\infty}^{\infty} \int_{-\infty}^{\infty} f(x, y) dy dx = S < \infty$.

Во-вторых, потребуем единственности максимума интенсивности сигнала, т.е. ФРТ, которые имеют помимо основного максимума локальные максимумы, рассматриваться не будут.

В-третьих, для упрощения интерпретации результатов потребуем центральной симметрии сигнала. В этом случае будет достаточно рассмотреть поведение ошибки только в одной проекции ФРТ, например, в проекции на ось x .

В результате серии расчетов будет получена среднеквадратическая оценка систематических погрешностей $\Delta_{\text{sys}}(S/N, \alpha, k, f)$, поведение которой необходимо проанализировать.

РЕЗУЛЬТАТЫ

Исследование систематических ошибок

В качестве примера рассмотрим ФРТ в виде функции Гаусса

$$f(x, y) = S \frac{\ln 2}{\pi r^2} 2^{-\frac{x^2+y^2}{r^2}};$$

или в одномерной проекции

$$f(x) = S \frac{\ln 2}{\pi r^2} \int_{-\infty}^{\infty} 2^{-\frac{x^2+y^2}{r^2}} dy = S \sqrt{\frac{\ln 2}{\pi r^2}} 2^{-\frac{x^2}{r^2}}.$$

Смоделируем систематическую ошибку дискретизации Δ_1 . Чтобы исключить ошибку Δ_2 , которая связана с обрезанием сигнала (ограниченностью области

считывания), возьмем матрицу таких геометрических размеров, чтобы в нее попал практически весь сигнал.

На рис. 1 представлен результат расчета зависимости систематической ошибки $\Delta_1(\alpha)$ для алгоритмов, определенных формулами (1) и (2).

Систематическая погрешность определения центра изображения звезды — Δ_2 связана с ограниченным размером области считывания и определяется долей сигнала, попадающей в эту область. Поэтому для заданного метода обработки сигнала и известной ФРТ можно рассчитать среднеквадратичную систематическую погрешность, которая зависит только от параметров k и α . На рис. 2 показаны зависимости относительной систематической погрешности Δ_2 от размеров области считывания k при фиксированных значениях α .

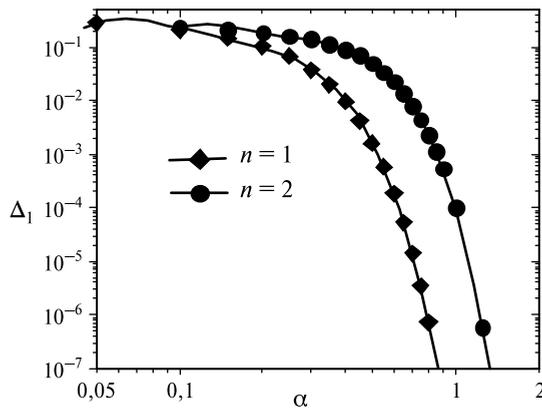


Рис. 1. Зависимость среднеквадратической систематической относительной (в долях пиксела) погрешности определения центра изображения звезды — Δ_1 от параметра α — отношения полуширины пучка к размеру пиксела. Ромбы ($n = 1$) соответствуют расчету по формуле (1), кружки ($n = 2$) — по формуле (2). ФРТ — гауссов профиль

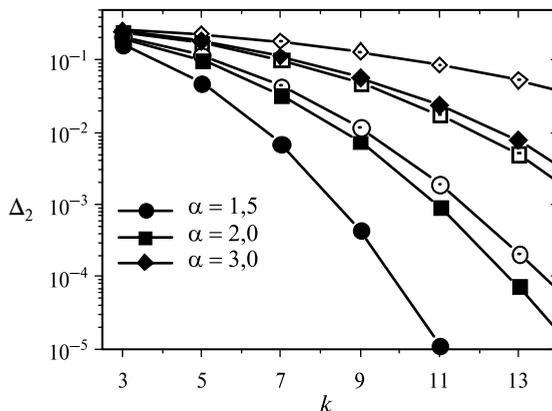


Рис. 2. Зависимость среднеквадратичной систематической относительной (в долях пиксела) погрешности определения центра изображения звезды — Δ_2 от размера области считывания — k . ФРТ — профиль Гаусса. Полым символам соответствует расчет по формуле (1), закрашенным — по формуле (2)

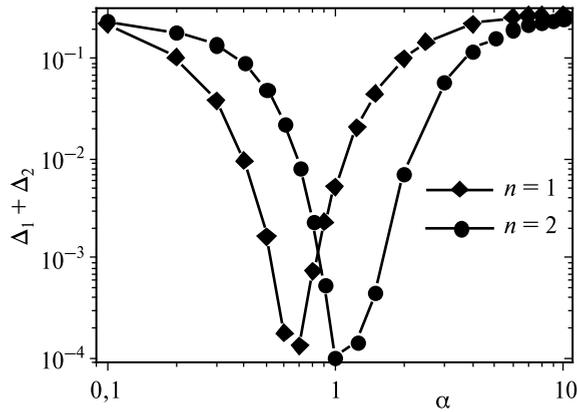


Рис. 3. Зависимость среднеквадратического отклонения относительной (в долях пиксела) суммарной систематической погрешности определения центра изображения звезды — $\Delta_1 + \Delta_2$ от отношения полуширины пучка к размеру пиксела — α . ФРТ — профиль Гаусса. Ромбы ($n = 1$) соответствуют расчету по формуле (1), кружки ($n = 2$) — расчету по формуле (2). Расчет выполнен для размера области считывания сигнала $k = 7$

Совместное действие систематических ошибок Δ_1 и Δ_2 приводит к тому, что суммарная систематическая погрешность имеет выраженный экстремум. Поскольку систематическая ошибка Δ_1 для алгоритма (2) смещена в сторону больших α , положение экстремумов для алгоритмов (1) и (2) будет отличаться. Из поведения систематических ошибок несложно заметить, что их величину можно свести к сколь угодно малому заранее заданному значению, если взять достаточно большие α и k . Например, при $\alpha = 2$ и $k = 17$ среднеквадратическая суммарная систематическая ошибка координат центров изображений, определенных по формуле (2), окажется менее $\Delta_1 + \Delta_2 < 10^{-7}$.

Поэтому в каждом эксперименте (или в конструкции прибора) оптимальные значения α и k определяются априорным максимальным значением полной систематической ошибки $\Delta_1 + \Delta_2$. Если в астрометрических экспериментах ограничить систематическую погрешность величиной $\Delta_1 + \Delta_2 \approx 10^{-4}$, то для ФРТ в виде функции Гаусса оптимум для формулы (1) будет достигаться вблизи $\alpha = 0,7$, для формулы (2) — вблизи $\alpha = 1$, при размерах области считывания $k \geq 7$ (рис. 3).

Исследование точности алгоритмов

Одной из задач настоящего исследования является оценка точности математических алгоритмов, с помощью которых вычисляются фотоцентры звезд. Часть систематических ошибок возникает именно в алгоритме обработки изображения и не связана с другими параметрами задачи. Предполагая, что все внешние шумы (тепловые, шумы считывания и т. д.) отсутствуют, и рассматривая только шум сигнала, можно получить оценки математического ожидания для алгоритмов, использующих формулы (1) и (2) соответственно:

$$\langle \tilde{x}_{u,1} \rangle \approx \bar{x}_{u,1} \left[1 + \frac{1}{\bar{S}^2} - \frac{3}{4\bar{S}^3} \right] - \frac{\sum x_i \bar{S}_i^2}{2\bar{S}^4} + \frac{5 \sum x_i \bar{S}_i^2}{12\bar{S}^5}, \quad (3)$$

$$\langle \tilde{x}_{ц,2} \rangle \approx \bar{x}_{ц,2} \left[1 - \frac{\bar{S}}{\sum_i \bar{S}_i^2} + 4 \frac{\sum_i \bar{S}_i^3}{\left(\sum_i \bar{S}_i^2\right)^2} \right] - 4 \frac{\sum_i x_i \bar{S}_i^3}{\left(\sum_i \bar{S}_i^2\right)^2}, \quad (4)$$

где \bar{S}_i — математическое ожидание значения сигнала в i -м пикселе при равномерном распределении положения центра сигнала в центральном пикселе,

$$\bar{S} = \sum_{i=-(k-1)/2}^{(k-1)/2} \bar{S}_i, \quad \bar{x}_{ц,1} = \frac{\sum_{i=-(k-1)/2}^{(k-1)/2} x_i \bar{S}_i}{\bar{S}}, \quad \bar{x}_{ц,2} = \frac{\sum_{i=-(k-1)/2}^{(k-1)/2} x_i \bar{S}_i^2}{\sum_{i=-(k-1)/2}^{(k-1)/2} \bar{S}_i^2}.$$

Следовательно, математическое ожидание положений фотоцентров, определенных с помощью алгоритмов (1) и (2), оказывается смещенным. Величина смещения нелинейно возрастает с уменьшением интенсивности сигнала. Это означает, что при обработке изображения с помощью линейной и квадратичной формы фотоцентры слабых звезд окажутся систематически смещенными относительно ярких звезд, причем величина смещения будет обратно пропорциональна потоку излучения от звезды. Если задана точность, с которой необходимо провести измерение, можно дать оценку, когда эффект смещения становится существенным. Например, если ставится задача провести измерение положения фотоцентра с точностью до сотой пиксела, то смещение будет не значимым для звезд с сигналом $S \approx 100$ и выше. Предложенные выражения (3) и (4) дают теоретические оценки для учета смещений, связанных с вышеописанными алгоритмами определения фотоцентра.

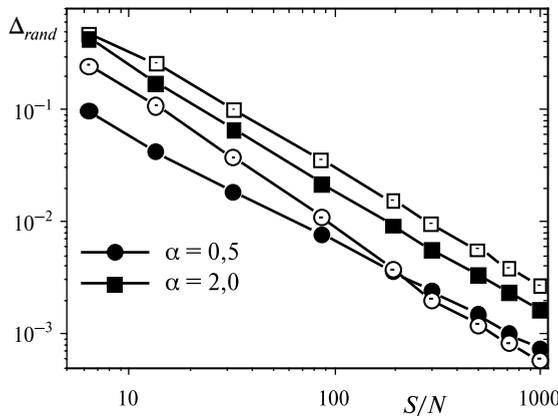


Рис. 4. Зависимости при двух значениях α средноквадратического отклонения относительной (в долях пиксела) случайной погрешности определения центра изображения звезды Δ_{rand} от отношения сигнала к шуму S/N . Формула (1) — полые символы; формула (2) — закрашенные символы. В приведенном примере: размер области считывания $k = 5$; дисперсия шума чтения матрицы в пикселе $\sigma^2 = 144$; ФРТ — функция Гаусса

Исследование случайных ошибок

Найдем зависимость случайной ошибки от отношения S/N . Для этого, используя формулы (1) и (2), рассчитаем зависимость $\Delta_{total}(S/N, \alpha)$ для различных значений α . Поскольку в каждом испытании систематическая ошибка $\Delta_{1,l} + \Delta_{2,l}$ известна, ее можно вычесть из полной ошибки $\Delta_{total,l}$, которая характеризует данное испытание, и определить значение случайной ошибки $\Delta_{rand,l}(S/N, \alpha)$. На рис. 4 (см. с. 286) видно, что относительная случайная погрешность определения центра изображения звезды обратно пропорциональна отношению сигнала к шуму — S/N . Коэффициент наклона каждой функции $\Delta_{rand}(S/N)$ зависит от параметра α , причем для заданного значения S/N зависимость от α практически линейная.

Поведение случайной ошибки в общем виде

Можно показать, что для ФРТ общего вида приближенная зависимость дисперсии относительной случайной погрешности определения центра изображения звезды от отношения сигнала к шуму имеет вид

$$\sigma_{rand}^2 \approx \frac{d^2}{(S/N)^2 + 1} \sum_{i=-(k-1)/2}^{(k-1)/2} i^2 \bar{f}_i, \quad (5)$$

$$\text{где } \bar{f}_i = \frac{1}{d} \int_{-\frac{1}{2}d}^{\frac{1}{2}d} \int_{x_i - \frac{1}{2}d}^{x_i + \frac{1}{2}d} f(x - x_{ii}) dx dx_{ii}; \quad d — \text{размер пиксела.}$$

Зависимость случайной ошибки от интенсивности сигнала приобретает обратно пропорциональный характер, что было показано на расчетах с ФРТ в виде функции Гаусса. Формула (5) не применима при условии, когда в выражение центрированной случайной ошибки отброшенные члены ряда начинают вносить существенный вклад. Поэтому рабочий диапазон формулы (5) зависит от ФРТ и интенсивности сигнала. Если ФРТ-сигнал имеет вид функции Гаусса, то отброшенными членами ряда можно пренебречь при $\alpha > 0,3$ и $S > 100$.

Зависимость дисперсии ошибки от алгоритма обработки сигнала

Дисперсия случайной ошибки также зависит от способа определения фотоцентра сигнала, однако характер зависимости сложный. Если исключить шум считывания, случайная ошибка будет зависеть только от отношения сигнала к шуму и вида ФРТ. При значениях $S/N > 100$ меньшую погрешность обеспечивает линейная форма, а при более низких величинах — $S/N < 100$ — точнее квадратичная форма. Добавление шума считывания ухудшает точность линейной формы при малых значениях α вне зависимости от величины S/N . При малых значениях α сигнал настолько концентрирован, что почти во всех пикселах области считывания его интенсивность оказывается существенно ниже уровня шума. Поэтому при расчете координат центра изображения по линейной форме шум считывания дает значительно больший вклад по сравнению с квадратичной формой, где он отсекается с помощью весового коэффициента.

Заклучение

- Исследование алгоритмов нахождения фотоцентров изображения показывает, что все оценки, сделанные с помощью линейной и квадратичной формы, оказываются смещенными. Смещение имеет нелинейный характер и наиболее сильно проявляется на малых сигналах. Предложены теоретические оценки смещений для каждого алгоритма.
- Показано, что независимо от ФРТ-сигнала систематическая ошибка определения центра изображения складывается из двух компонент. Первая составляющая систематической ошибки связана с дискретностью матрицы, вторая компонента — с ограниченностью области считывания сигнала (или обрезанием сигнала).
- Суммарная систематическая ошибка имеет выраженный минимум. Для достижения оптимальной точности предпочтительнее проведение измерений в минимуме систематической ошибки.
- Установлено, что случайная ошибка измерения прямо пропорциональна отношению полуширины сигнала к размеру пиксела и обратно пропорциональна отношению сигнала к шуму независимо от ФРТ и способа обработки сигнала.
- При высоком отношении сигнала к шуму $S/N > 100$ наиболее точный результат обеспечивает линейная форма, а при $S/N < 100$ более эффективна квадратичная форма. Приведенные оптимальные параметры алгоритмов зависят от ФРТ и могут изменяться. Поэтому при обработке информации в астрономических измерениях представляется целесообразной реализация обоих алгоритмов определения центра сигнала.

SYSTEMATIC AND RANDOM ERRORS OF STELLAR PHOTOCENTERS LOCATION ON MATRIX PHOTODETECTORS

A. I. Zakharov, M. G. Nickiforov

Sternberg Astronomical Institute of Moscow State University (SAI)

The present article is devoted to research of behavior systematic and random error of position of stellar image photocenter on matrix photodetectors depending on parameters of a signal, physical characteristics of a matrix and algorithms of processing of the image.

Keywords: astronomical detectors, CCD matrix.

Zakharov Andrey Igorevich — research scientist, E-mail: zakh@sai.msu.ru.

Nickiforov Mikhail Gennad'evich — research scientist, E-mail: michael.nickiforov@gmail.com.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ МНОГОЗОНАЛЬНЫХ СКАНИРУЮЩИХ УСТРОЙСТВ МСУ-100, МСУ-50 НА ЛАБОРАТОРНОМ СТЕНДЕ И В УСЛОВИЯХ ПОЛЕТА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «МЕТЕОР-М»

А. В. Никитин, Б. С. Дунаев Т. В. Кондратьева, И. В. Полянский

*Учреждение Российской академии наук
Институт космических исследований РАН (ИКИ РАН), Москва*

Рассмотрены вопросы определения геометрических параметров приборов МСУ (многозональных сканирующих устройств), которые используются при трансформировании сканерных изображений в заданную картографическую проекцию, а также с целью их координатной привязки, сведения спектральных каналов и построения спектрозональных изображений. Рассматриваются как наземная, так и полетная часть калибровки камеры, выполняемой при определении геометрических параметров.

Ключевые слова: приборы ДЗЗ (дистанционного зондирования Земли), МСУ (многозональное сканирующее устройство), БОКЗ-М (блок определения координат звезд), АСН-М-М (автономная система навигации), геометрическая калибровка, спектрозональное изображение, координатная привязка.

Введение

В настоящее время широкое применение находят сканерные системы, использующие в качестве приемника излучения приборы с зарядовой связью (ПЗС-линейки). Это происходит главным образом за счет достижения приемлемого соотношения угла поля зрения и пространственного разрешения. Так, в оптико-физическом отделе ИКИ РАН разрабатываются и изготавливаются многозональные сканирующие устройства для космического аппарата (КА) «Метеор-М». С целью обеспечения координатной привязки изображений используются данные с навигационных приборов КА — прибора звездной ориентации (БОКЗ-М) и системы спутниковой навигации (АСН-М-М). Для успешного применения навигационных данных с этих приборов при координатной привязке следует иметь представление о геометрических параметрах оптической системы съемочной камеры (фокусное расстояние, углы наклона, дисторсия). Статья посвящена разработанной методике определения геометрических параметров камер МСУ в процессе обработки результатов наземной и полетной калибровки. Вычисленные параметры применяют при трансформировании сканерных изображений МСУ, которые используются в дальнейшем при решении широкого круга прикладных задач дистанционного зондирования Земли.

Никитин Андрей Владимирович — старший научный сотрудник, кандидат технических наук.
E-mail: andvnik935@yandex.ru.

Дунаев Борис Семенович — главный конструктор проекта.

Кондратьева Татьяна Викторовна — старший научный сотрудник, кандидат физико-математических наук.

Полянский Иван Валерьевич — ведущий конструктор, кандидат технических наук.

1. ПРИБОРЫ, ИСПОЛЬЗУЕМЫЕ ДЛЯ ПОСТРОЕНИЯ СПЕКТРОЗОНАЛЬНЫХ АЭРОКОСМИЧЕСКИХ ИЗОБРАЖЕНИЙ ПОДСТИЛАЮЩЕЙ ПОВЕРХНОСТИ

Для построения спектральных аэрокосмических изображений подстилающей поверхности в ИКИ РАН разрабатываются и изготавливаются многозональные сканирующие устройства, использующие в качестве приемника излучения линейные ПЗС, основным достоинством которых является высокое разрешение (0,007 мм) и достаточно широкий угол поля зрения: 30° для камеры МСУ-100 и 60° для камеры МСУ-50 (рис. 1).

Многозональное устройство МСУ-50 предназначено для исследования океана и обладает следующими характеристиками: пространственное разрешение 120 м, спектральные каналы 0,370...0,450; 0,450...0,510; 0,580...0,690 мкм, фокусное расстояние объектива 50 мм, длина строки 7926 элементов по 0,007 мкм.

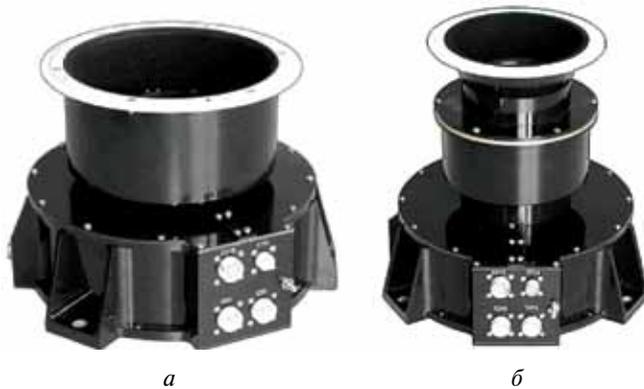


Рис. 1. Сканирующие устройства МСУ-50 (а), МСУ-100 (б)

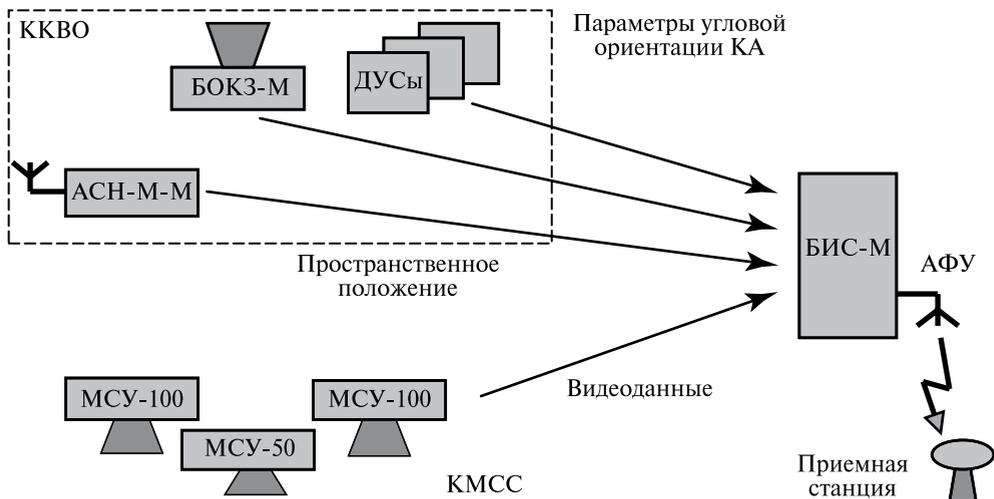


Рис. 2. Схема функционирования ККВО для обеспечения географической координатной привязки видеоданных комплекса многозональной сканирующей системы (МСС)



Рис. 3. Система спутниковой навигации АСН-М-М

Многозональное устройство МСУ-100 предназначено для исследования поверхности суши и имеет следующие характеристики: пространственное разрешение 60 м, спектральные каналы 0,535...0,575; 0,630...0,680; 0,760...0,900 мкм, фокусное расстояние объектива 100 мм, длина строки сканерного изображения (линейки) 7926 элементов по 0,007 мкм.

Функциональное размещение камер МСУ в приеме-передающем контуре получения изображения ДЗЗ на КА «Метеор-М» приведено на рис. 2 (см. с. 290). Видеоинформация с МСУ передается в БИС-М (бортовая информационная система), куда одновременно поступают навигационные данные с комплекса приборов ККВО (комплекс координатно-временного обеспечения).

Комплекс координатно-временного обеспечения (ККВО) КА «Метеор-М» предназначен для координатной привязки видеоданных сканирующих устройств МСУ и состоит из трех приборов: системы спутниковой навигации (АСН-М-М) — рис. 3, прибора звездной ориентации (БОКЗ-М) — рис. 4 и датчиков угловой скорости (ДУС).

Система АСН-М-М предназначена для определения геоцентрических координат в гринвичской географической системе координат с точностью 15 м и привязки к всемирному времени с точностью 10 мкс, обладает частотой обновления информации 1 Гц. На борту КА «Метеор-М» используется для формирования секундных меток для синхронизации измерений прибора звездной ориентации БОКЗ-М.



Рис. 4. Прибор звездной ориентации БОКЗ-М

Прибор БОКЗ-М предназначен для определения кватерниона ориентации осей приборной системы координат во второй экваториальной системе координат и обладает следующими характеристиками: интервал между измерениями 3 с, матрица 512×512 , звездный каталог 8500 звезд до $7,5 m_v$, угол поля зрения 8° , точность по углам вращения вокруг осей X , Y $1,5$ угл. с и Z 15 угл. с.

Данные ККВО имеют общую привязку по времени, определяемую прибором АСН. В зависимости от режима его работы шкала времени привязки может совпадать с всемирным временем (UTC) или с временной привязкой спутниковой системы GPS. Временная привязка данных ККВО непосредственно используется для формирования элементов внешнего ориентирования каждой строки сканерного изображения МСУ, которые учитываются при трансформировании и построении спектрального изображения.

2. ГЕОМЕТРИЧЕСКАЯ КАЛИБРОВКА КАМЕР МСУ

Геометрическая калибровка предназначена для определения параметров модели, используемой при фотограмметрической обработке изображений, полученных многозональным сканирующим устройством (рис. 5).

В качестве этих параметров выступают: фокусное расстояние, три угла ориентации внутренней системы координат (ВСК) ПЗС-линейки относительно приборной системы координат. Приборная система координат определяется посадочной плоскостью прибора, направлением классный паз — классное отверстие. Эти параметры однозначно определяют переход от каждого элемента изображения в приборную систему координат (ПСК), т. е. их направляющие косинусы. Калибровку необходимо проводить, прежде всего, из-за погрешностей изготовления элементов конструкции прибора. Неучет этих погрешностей приводит к ошибкам привязки в десятки угловых минут.

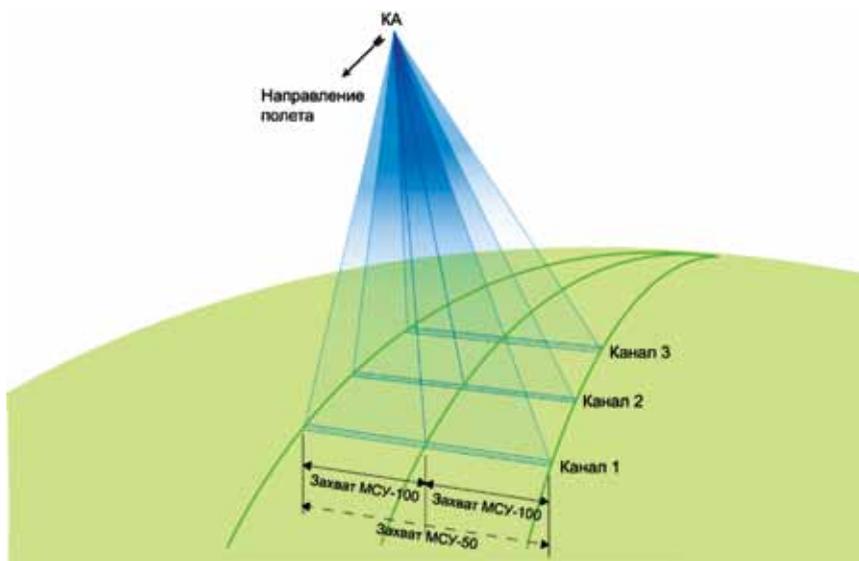


Рис. 5. Схема получения изображений камерами МСУ-100 и МСУ-50

Следует отметить, что для камеры МСУ-50, вследствие особенностей конструкции объектива и широкого угла поля зрения (60°) для достижения точности калибровки на уровне элемента разрешения, в качестве геометрических параметров ПЗС-линейки используются параметры дисторсии, описывающие поле искажений объектива.

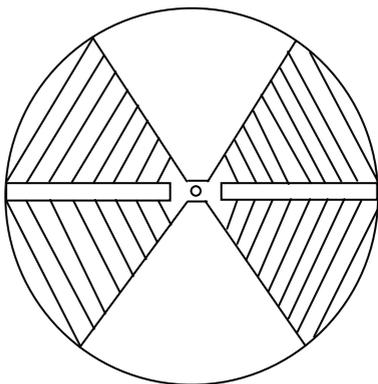
2.1. Наземная калибровка камер МСУ на лабораторном стенде

Для проведения наземной калибровки камер МСУ был создан лабораторный измерительный стенд (рис. 6).

Измерения на стенде проводились в соответствии со следующей методикой. Базовое зеркало 2 было установлено на имитатор посадочного места камеры МСУ 8а. При помощи уровня 5 верхняя грань имитатора посадочного места 8а была приведена в горизонтальное положение. Положение нормали к контрольному зеркалу 3 фиксировалось при помощи контрольного теодолита 1. Задавалось нулевое значение горизонтального круга измерительного теодолита 4, направленного на базовое зеркало 2, которое перемещалось на имитатор посадочной пло-



Рис. 6. Стенд наземной геометрической калибровки камер МСУ: 1 — контрольный теодолит; 2 — базовое зеркало; 3 — контрольное зеркало; 4 — измерительный теодолит; 5 — цилиндрический уровень; 6 — камера МСУ; 7 — контрольно-измерительная аппаратура МСУ; 8 — два имитатора (8а и 8б) посадочного места МСУ; 9 — два трегера; 10 — система горизонтальных и вертикальных перемещений измерительного теодолита



 Непрозрачная часть мишени

 Прозрачная часть мишени

Рис. 7. Форма проецируемой мишени

начиная с предыдущего шага. После завершения работы с линейкой при помощи вертикального перемещения 10 осуществлялся переход к работе со следующей линейкой. По завершении измерений данные с теодолита 4 были переданы на компьютер КИА МСУ 7.

Обработка данных измерений геометрической калибровки камер МСУ, проведенной на стенде, выполнялась для каждого изображения мишени (рис. 7, рис. 8, 9 см. с. 295) по следующему алгоритму.

По нескольким строкам мишени определялся ее энергетический центр \hat{x} по формуле:

$$\hat{x} = \frac{\sum_{i=1}^n x_i B_i}{\sum_{i=1}^n B_i}, \quad (1)$$

где B — яркость в градациях АЦП; n — число элементов в изображении мишени.

По номеру выбирался отсчет вертикального и горизонтального углов теодолита из файла. Координаты центра мишени и соответствующие угловые положения зрительной трубы теодолита были сведены в единую таблицу.

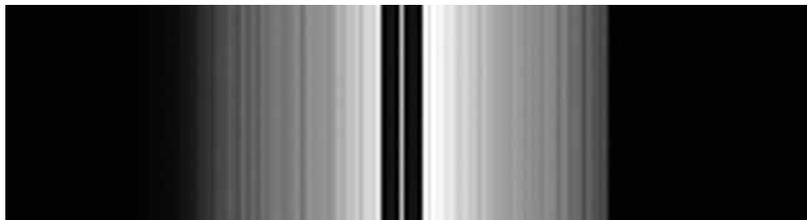


Рис. 8. Изображение проецируемой мишени

скости δb , его верхняя грань приводилась в вертикальное положение. Прибор устанавливался на имитатор посадочного места прибора δa . Подключалась КИА МСУ 7 и включался прибор 6. Предварительно записывались измеренный горизонтальный угол между направлениями на имитатор посадочного места МСУ δa и на базовое зеркало 2. Перемещением зрительной трубы измерительного теодолита 4 фиксировалось изображение центра проецируемой мишени на КИА МСУ и записывались номер отсчета с теодолита и данные об измеренных теодолитом углах. При выходе за поле зрения прибора теодолит перемещался по горизонтали 10, задавалось нулевое значение горизонтального угла измерительного теодолита, направленного на базовое зеркало 2, и продолжалась фиксация изображений на-

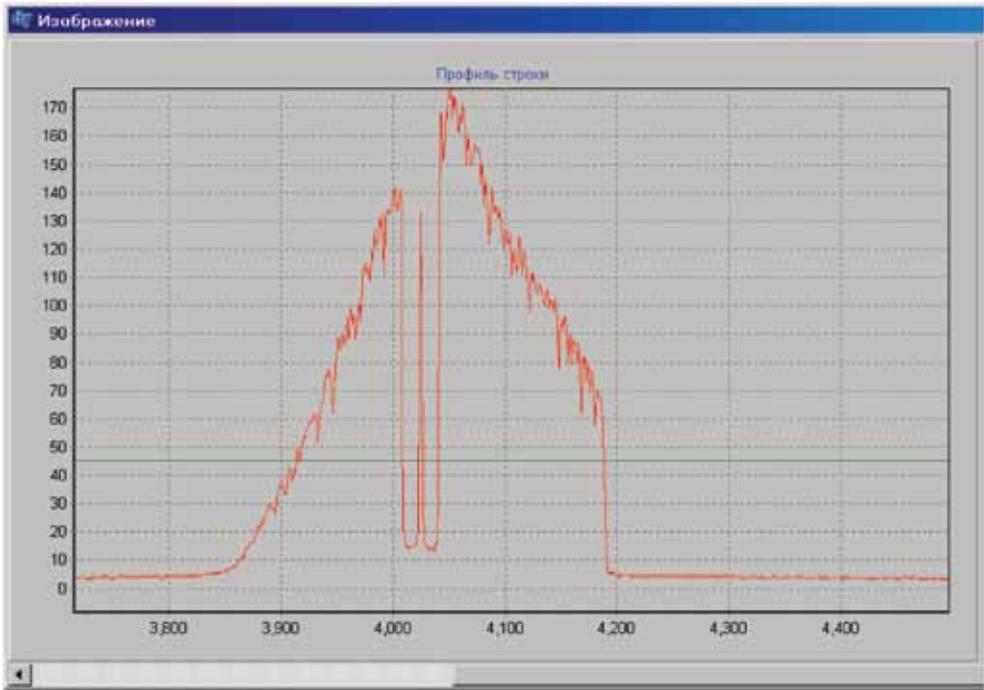


Рис. 9. Фрагмент профиля первой строки изображения мишени

Была составлена система уравнений, связывающая направление на центр изображения мишени во внутренней системе координат (ВСК) спектрального канала МСУ с приборной системой координат (ПСК), определяемой горизонтальной и вертикальной осями измерительного теодолита, при помощи матрицы перехода и фокусного расстояния:

$$\begin{aligned}
 l_{\text{ПСК}} &= \sin \alpha \cdot \cos \beta, \\
 m_{\text{ПСК}} &= -\sin \beta, \\
 n_{\text{ПСК}} &= -\cos \alpha \cdot \cos \beta, \\
 \operatorname{tg} \alpha_x^{\text{выч}} &= \frac{a_{11}x - a_{13}f}{a_{31}x - a_{33}f}, \\
 \operatorname{tg} \alpha_x^{\text{изм}} &= \frac{l_{\text{ПСК}}}{n_{\text{ПСК}}}, \quad \operatorname{tg} \alpha_y^{\text{изм}} = \frac{m_{\text{ПСК}}}{n_{\text{ПСК}}},
 \end{aligned} \tag{2}$$

где α — горизонтальный угол теодолита; β — вертикальный угол теодолита; $l_{\text{ПСК}}$, $m_{\text{ПСК}}$, $n_{\text{ПСК}}$ — направляющие косинусы вектора «узловая точка — изображение центра мишени» в приборной системе координат; a_{ij} — элементы матрицы перехода от внутренней системы координат к приборной системе координат; α_x — угол направления на центр мишени в плоскости $XZ_{\text{ПСК}}$; α_y — угол направления на центр мишени в плоскости $YZ_{\text{ПСК}}$.

Направление, измеренное теодолитом, сравнивалось с вычисленным по изображению направлением с помощью номинальных матриц перехода от ВСК к

ПСК и фокусного расстояния канала (рис. 10). Разница компенсировалась за счет определения поправок в искомые параметры по способу наименьших квадратов методом последовательных приближений:

$$\begin{aligned} F_x &= \operatorname{tg}\alpha_x^{\text{БЫЧ}} - \operatorname{tg}\alpha_x^{\text{ИЗМ}}, \\ F_y &= \operatorname{tg}\alpha_y^{\text{БЫЧ}} - \operatorname{tg}\alpha_y^{\text{ИЗМ}}. \end{aligned} \quad (3)$$

Расчитанные параметры были использованы при определении направлений в ПСК для каждого элемента строки сканерного изображения.

Данный алгоритм вследствие избыточности измерений позволяет оценить точность выполненной калибровки. В случае, если достигнутая точность не достаточна, необходимо вводить описание дисторсии объектива камеры, параметризуя коэффициенты описывающего ее полинома:

$$\begin{aligned} dx &= \sum_{j=0}^7 k_{xj} x^j, \\ dy &= \sum_{j=0}^7 k_{yj} y^j, \\ F_{dx} &= V_x - dx, \\ F_{dy} &= V_y - dy, \end{aligned} \quad (4)$$

где k_{xj} — коэффициенты полинома, описывающего поправку на дисторсию по оси X ; k_{yj} — коэффициенты полинома, описывающего поправку на дисторсию по оси Y ; V_x, V_y — остаточная разность вычисленных и измеренных углов после уравнивания; F_{dx}, F_{dy} — неявные функции, уравнивающиеся по коэффициентам полинома, описывающего дисторсию.

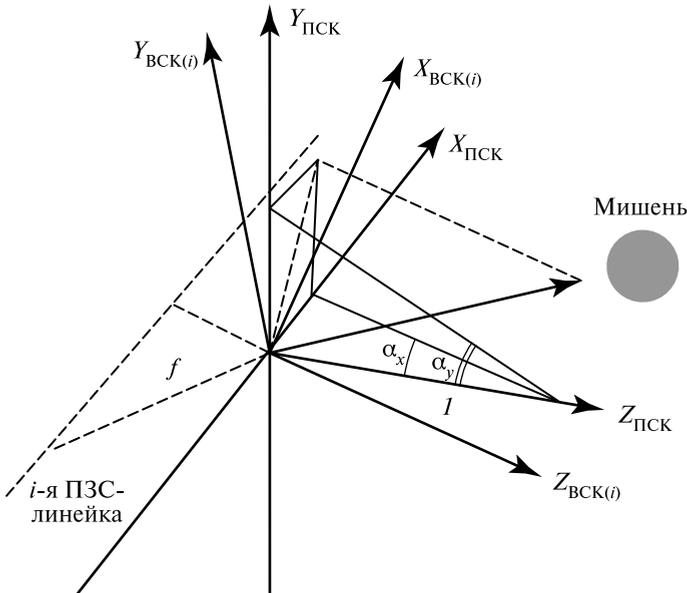


Рис. 10. Расположение приборной и внутренней систем координат ПЗС-линейки i -го канала, а также определение направления на центр мишени

После определения геометрических параметров прибора направления в ПСК для каждого элемента строки сканерного изображения были определены по следующим формулам (при этом координата x изменялась в зависимости от номера элемента линейки ПЗС в диапазоне от $-27,741$ до $27,741$ мм с шагом, равным размеру элемента изображения $- 0,007$ мм):

$$l = \frac{\operatorname{tg}\alpha_x + dx}{\sqrt{\operatorname{tg}^2\alpha_x + \operatorname{tg}^2\alpha_y + 1}},$$

$$m = \frac{\operatorname{tg}\alpha_y + dy}{\sqrt{\operatorname{tg}^2\alpha_x + \operatorname{tg}^2\alpha_y + 1}},$$

$$n = \frac{1}{\sqrt{\operatorname{tg}^2\alpha_x + \operatorname{tg}^2\alpha_y + 1}}, \tag{5}$$

$$\operatorname{tg}\alpha_x = \frac{a_{11}x - a_{13}f}{a_{31}x - a_{33}f},$$

$$\operatorname{tg}\alpha_y = \frac{a_{21}x - a_{23}f}{a_{31}x - a_{33}f}.$$

В дальнейшем направляющие косинусы каждого элемента изображения были использованы при трансформировании полученных сканерных изображений в заданную картографическую проекцию с использованием данных приборов звездной ориентации и спутниковой системы навигации.

В качестве результатов проведения наземной калибровки камер МСУ приведем данные для камеры МСУ-100, зав. №02.

Геометрические параметры в итоге составили: поворот вокруг оси $X_{\text{ПСК}} -0,439^\circ$, поворот вокруг оси $Y_{\text{ПСК}} 359,595^\circ$, поворот вокруг оси $Z_{\text{ПСК}} 1,462^\circ$, фокусное расстояние $99,96$ мм: при этом точность калибровки, определяемая среднеквадратической ошибкой (с.к.о.), составила $3,9$ мкм, с.к.о. определения угла поворота вокруг оси $X_r X = 1,4$ угл.с, с.к.о. определения угла поворота вокруг оси

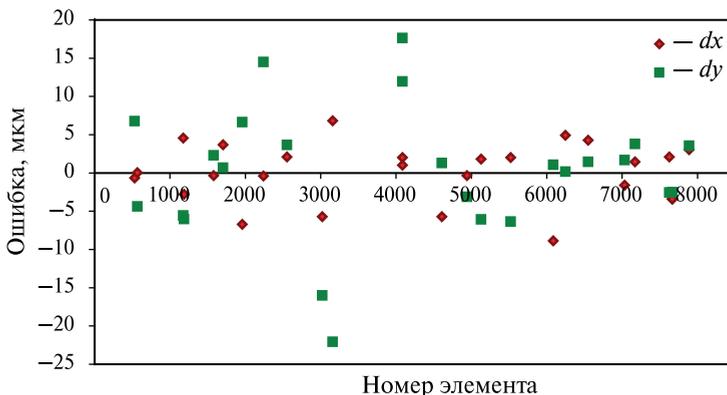


Рис. 11. График зависимости ошибки определения направления центра мишени теодолита на элемент ПЗС-линейки от номера элемента: dx — ошибка вдоль линейки; dy — ошибка поперек линейки

$Y_p Y = 1,5$ угл. с, с. к. о. определения угла поворота вокруг оси $Z_p Z = 9,8$ угл. с. Распределение ошибки калибровки в зависимости от номера элемента представлено на рис. 11 (см. с. 297).

2.2. Полетная калибровка камер МСУ (методика)

На первом этапе полетной калибровки камер МСУ осуществлялось формирование навигационного файла с координатами центра съемки на моменты получения каждой строки сканерного изображения и матрицы перехода от системы координат строительных осей КА к географической системе координат. При формировании использовалась полиномиальная аппроксимация углов вращения вокруг осей координат по трем измерениям датчика звездной ориентации БОКЗ-М и прибора спутниковой навигации АСН-М-М.

На сканерном изображении были выбраны опорные точки по всей ширине строки и определены их географические координаты (долгота λ , широта φ и высота H) по имеющимся картографическим материалам. Данные, содержащие координаты опорных точек на сканерном изображении (строка и столбец) и географические координаты опорных точек, были записаны в файл:

$$\begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix}_{\text{оп}} = \begin{pmatrix} (N + H) \cos \lambda \cdot \cos \varphi \\ (N + H) \sin \lambda \cdot \cos \varphi \\ (N + H) \sin \varphi \end{pmatrix}, \quad (6)$$

$$\begin{aligned} X_{\text{изм}} &= X_s + (Z_{\text{оп}} - Z_s) \frac{a_{11}x - a_{13}f}{a_{31}x - a_{33}f}, \\ Y_{\text{изм}} &= Y_s + (Z_{\text{оп}} - Z_s) \frac{a_{21}x - a_{23}f}{a_{31}x - a_{33}f}. \end{aligned} \quad (7)$$

Была составлена система уравнений связи координат точек на сканерном изображении, использующая соответствующую строке изображения запись навигационного файла с координатами, полученными с карты (6). В качестве параметра модели (7) использовалась вспомогательная матрица перехода от номинальной системы координат камеры к внутренней системе координат канала сканерного изображения. При этом были параметризованы элементы внутреннего ориентирования камеры: фокусное расстояние, параметры дисторсии и три угла, задающих элементы матрицы перехода:

$$\begin{aligned} F_x &= X_{\text{оп}} - X_{\text{изм}}, \\ F_y &= Y_{\text{оп}} - Y_{\text{изм}}, \\ A &= A' dA, \\ x &= p_0 + p_1 x' + p_2 x'^2 + p_3 x'^3 + p_4 x'^4 + p_5 x'^5. \end{aligned} \quad (8)$$

В формулах (6)–(8) приняты следующие обозначения: X_s, Y_s, Z_s — координаты центра съемки в геоцентрической системе координат (СК) Земли, выбранные из навигационного файла по координате y (номеру строки); dA — дополнительная матрица, задающая переход от номинальной СК координат МСУ к истинной; A' — матрица перехода от номинальной системы координат МСУ к гринвичской

геоцентрической системе координат, выбирается из навигационного файла по координате y (номеру строки); A — матрица перехода от истинной системы координат МСУ к гринвичской геоцентрической системе координат; x' — номер столбца изображения; x — номер столбца изображения с поправкой на дисторсию; p_0, p_1, \dots, p_5 — коэффициенты полинома, описывающего дисторсию; $X_{\text{Оп}}, Y_{\text{Оп}}, Z_{\text{Оп}}$ — координаты опорной точки в гринвичской геоцентрической системе координат; λ, φ, H — географические координаты опорной точки с картографических материалов, масштабом не мельче 1:100 000; N — первый вертикал эллипсоида WGS-84 на широте φ .

Построенная система (8) была решена относительно трех углов поворота вокруг осей координат, определяющих искомую матрицу, фокусное расстояние и параметры дисторсии по способу наименьших квадратов методом последовательных приближений. Полученная матрица для надирного канала использовалась с целью уточнения навигационного файла. Матрицы, фокусные расстояния и углы, полученные для других каналов, были использованы для формирования файлов геометрических параметров каналов, применяемых при трансформировании.

2.3. Результаты полетной калибровки камер МСУ-101, МСУ-102, МСУ-50 и прибора БОКЗ-М на борту КА «Метеор-М»

В настоящее время приборы МСУ функционируют на борту КА «Метеор-М» № 1, запуск которого состоялся 18 сентября 2009 г. В процессе полета КА осуществлялась калибровка камер МСУ.

Съемка камерой МСУ-102, установленной на борту КА «Метеор-М», была осуществлена 26.10.2009 с 07:24:34 по 07:36:32 UTC на витке № 549. Координаты опорных точек на сканерном изображении (x, y) и соответствующие им географические координаты (φ, λ), используемые при калибровке среднего канала МСУ-102, приведены в табл. 1.

Таблица 1. Координаты опорных точек

Номер опорной точки	λ , град	φ , град	x , пиксел	y , пиксел
1	31,5074	46,5807	6134,25	83285,75
2	31,5340	46,3684	5991,75	83809,75
3	33,0811	46,0161	3850,00	84077,75
4	32,8477	45,5700	3930,25	85280,75
5	32,4909	45,4057	4243,25	85870,50
6	32,4944	45,3472	4207,75	86019,50
7	32,6525	45,3150	3992,25	86035,00
8	32,9897	45,3256	3596,50	85858,75
9	33,5985	44,9756	2678,25	86483,50
10	33,3762	45,1855	3052,75	86050,75
11	33,5872	44,8445	2625,50	86820,50

В результате обработки съемочных данных, полученных на витке № 549, были определены следующие параметры канала съемки: угол поворота вокруг оси

$X_{МСУ} -0,439^\circ$, угол поворота вокруг оси $Y_{МСУ} 359,595^\circ$, угол поворота вокруг оси $Z_{МСУ} 1,462^\circ$, фокусное расстояние 98,779 мм, результирующая среднеквадратическая ошибка 80 м, с. к. о. определения угла поворота вокруг оси X (0,54 угл. мин), с. к. о. определения угла поворота вокруг оси Y (0,74 угл. мин), с. к. о. определения угла поворота вокруг оси Z (6,98 угл. мин).

Результатом обработки является синтезированное изображение, представленное на рис. 12. Точность сведения спектральных каналов и их географическая привязка определяется величиной среднеквадратической ошибки и составляет 80 м.

Для полетной калибровки были выбраны изображения, полученные с трех витков: прибор МСУ-101 — 985-й виток, прибор МСУ-102 — 549-й виток, прибор МСУ-50 — 981-й виток.

На калибровочном витке точности сведения каналов и географической привязки элементов совпадают и составляют 1–2 элемента разрешения.

Для контрольных витков были получены значения ошибок, представленные в табл. 2, 3.

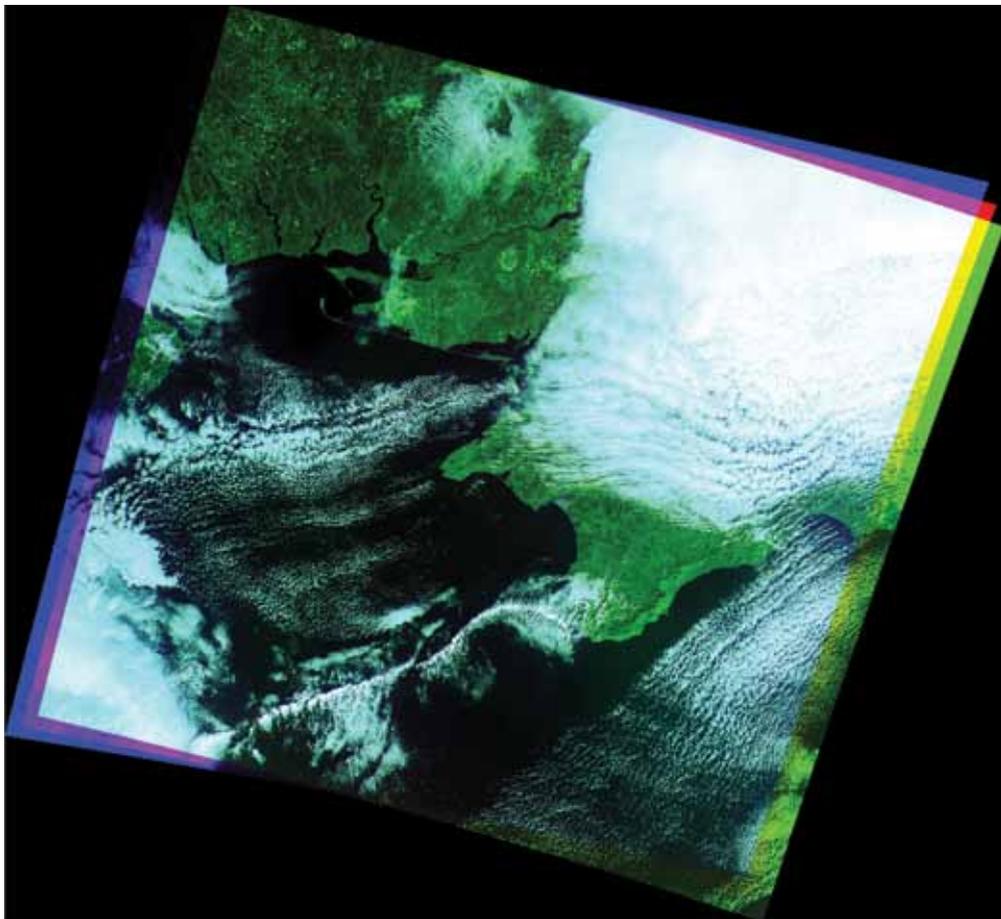


Рис. 12. Построенное спектрозональное изображение с использованием результатов полетной и наземной калибровки

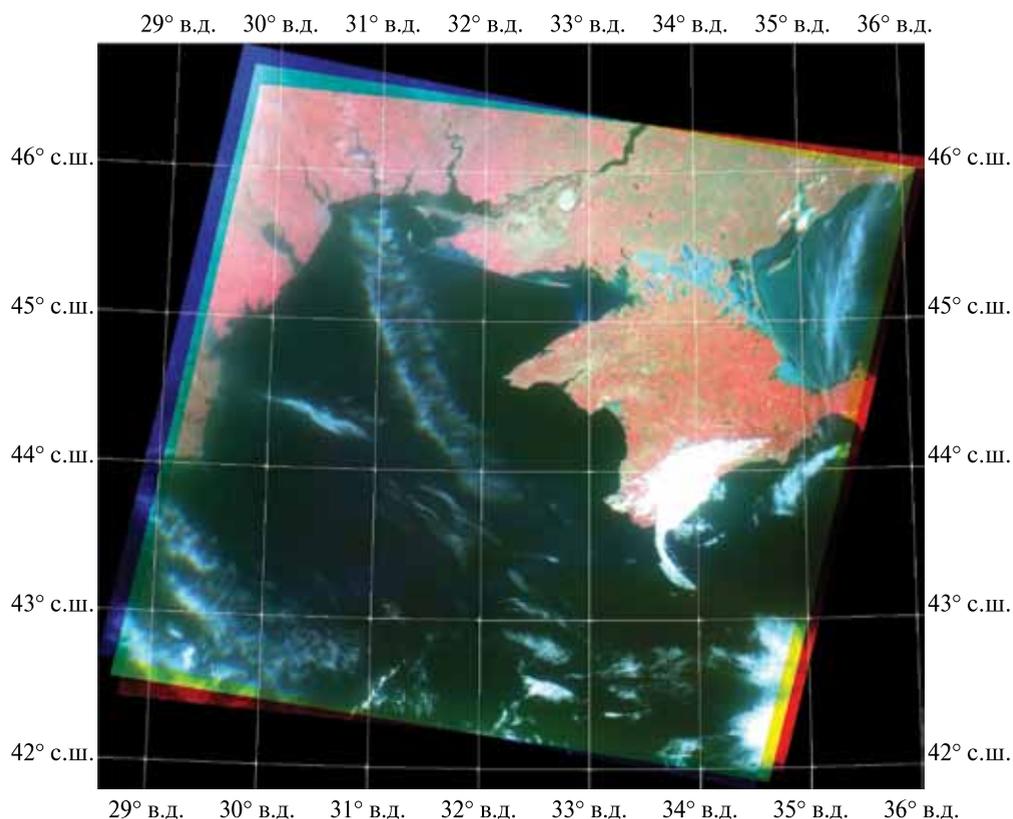
Таблица 2. Точность сведения спектральных каналов МСУ

Прибор	Среднее значение ошибки, пиксел	с. к. о., пиксел
МСУ -101	0,3	0,26
МСУ -102	0,2	0,2
МСУ -50	0,3	0,34

Таблица 3. Точность географической привязки данных

Прибор	Среднее значение ошибки, км	с. к. о., км
МСУ-101	0,5	0,05
МСУ-102	0,4	0,06
МСУ-50	0,8	0,2

Ошибка географической привязки смещена вдоль направления полета, поэтому основным источником ошибок географической привязки изображений является неточность фиксации времени начала сеанса съемки телеметрической системой. Так, при точности фиксации 1 с ошибка географической привязки

**Рис. 13.** Синтезированное спектральнозональное изображение МСУ-101. Украина. Крымский полуостров. Съемка выполнена 5 мая 2010 г. (виток № 3263)

составляет 7,5 км. К сожалению, ошибка фиксации носит случайный характер. Предельная ошибка определения угловой ориентации прибором БОКЗ-М составляет 45 угл. с или 175 м, что составляет 3,5 элемента разрешения прибора МСУ-50 или 1,7 элемента разрешения МСУ-100.

На рис. 13–15 (см. с. 301–303) представлены синтезированные спектрально-зональные изображения, трансформированные в картографические проекции UTM, построенные с использованием результатов полетной калибровки камер МСУ-101, МСУ-102 (фокусное расстояние 100 мм), МСУ-50 (фокусное расстояние 50 мм). Высота съемки составляла 820 км. Обработка данных была выполнена с использованием данных комплекса координатно-временного обеспечения (ККВО), в состав которого входят прибор спутниковой навигации АСН-М-М и звездной ориентации БОКЗ-М.

На рис. 13 представлено синтезированное изображение с географическими координатами центра изображения: долгота 32° в. д., широта 44° с. ш. — Украина. Крымский полуостров. Съемка выполнена прибором МСУ-101 5 мая 2010 г. (виток № 3263). Разрешение изображения 500 м.

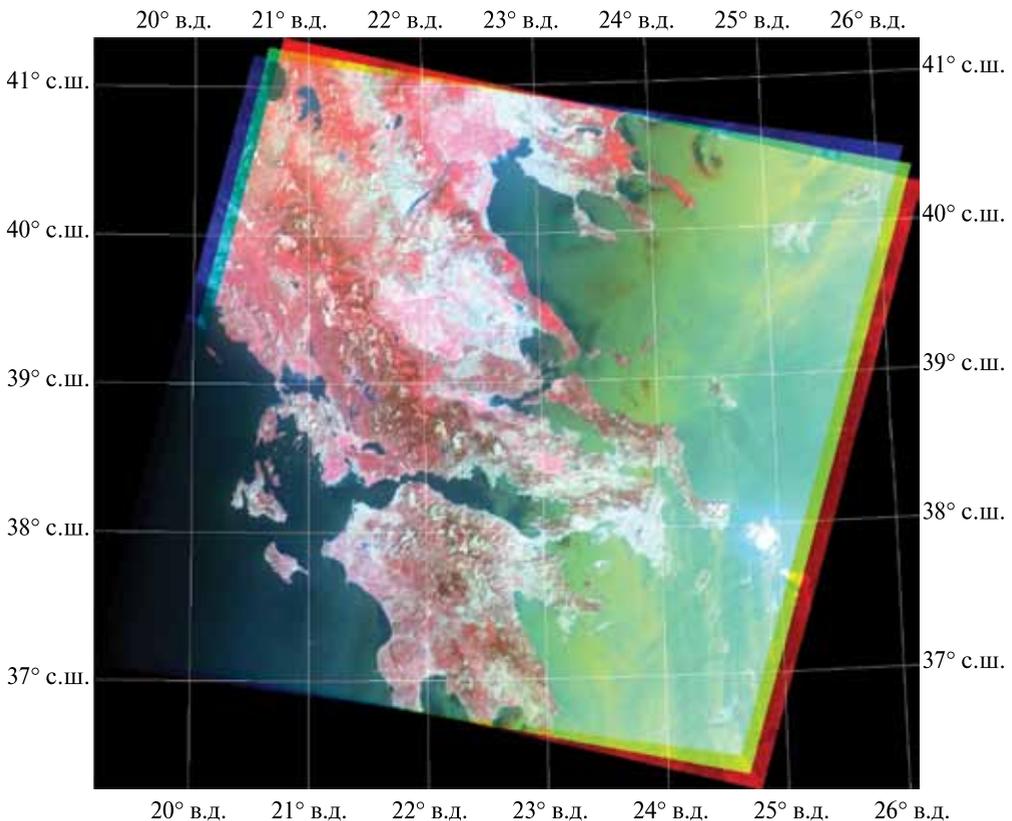


Рис. 14. Синтезированное спектрально-зональное изображение МСУ-102. Греция. Съемка выполнена 15 августа 2010 г. (виток № 4713)

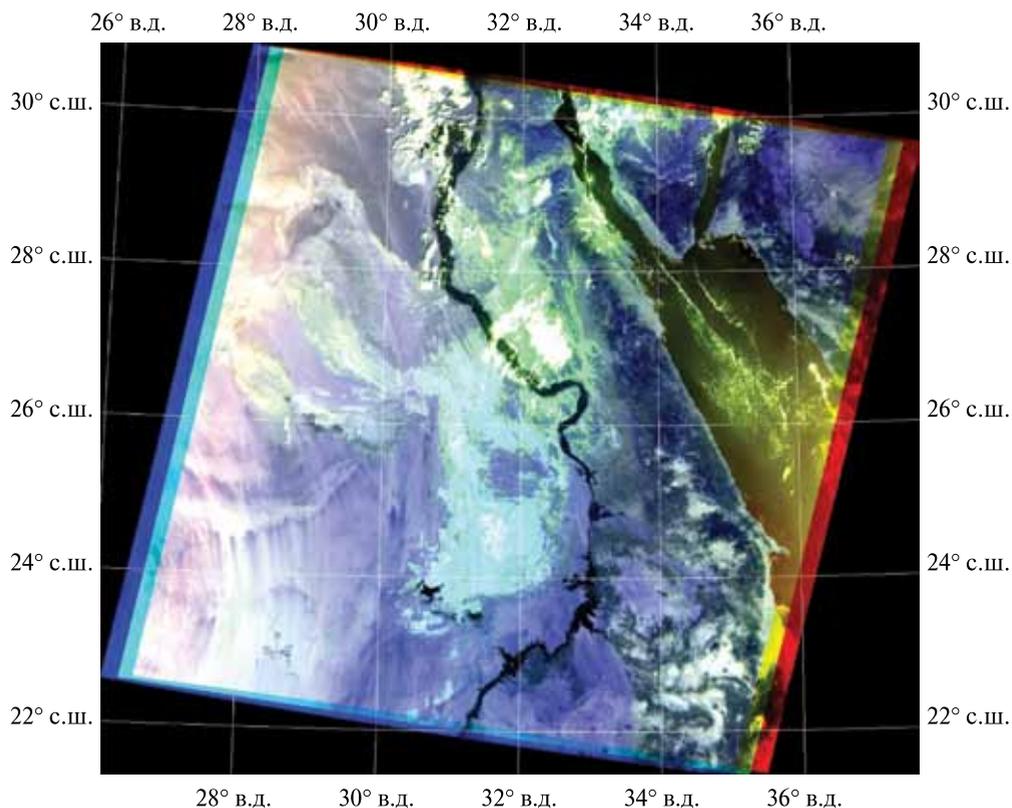


Рис. 15. Синтезированное спектрозональное изображение МСУ-50. Северная Африка. Египет. Съемка выполнена 25 ноября 2009 г. (виток № 981)

На рис. 14 изображена Южная часть Греции, географические координаты центра изображения: долгота 22° в.д., широта 38° с.ш. Съемка выполнена прибором МСУ-102 15 августа 2010 г. (виток № 4713). Разрешение изображения 500 м.

Результат съемки прибором МСУ-50 представлен на рис. 15. Северная Африка. Египет. Географические координаты центра изображения: долгота 31° в.д., широта 26° с.ш. Съемка выполнена 25 ноября 2009 г. (виток № 981). Разрешение изображения 1000 м.

На рис. 16, 17 (см. с. 304, 305) представлены результаты синтезированных спектрально-зонных изображений, выполненных в виде мозаик.

Мозаика на рис. 16 отображает территорию Европы (Румыния, Украина, Белоруссия). Съемка выполнена прибором МСУ-102 15 августа 2010 г. (виток № 4713)

Мозаика на рис. 17 составлена из синтезированных спектрально-зонных изображений, выполненных приборами МСУ-101, 102 в течение сеанса связи НЦ ОМЗ 26 августа 2010 г. Полоса охвата 1200 км. На изображении представлены территория России в районе Уральских гор, северная часть Каспийского моря, Казахстан. На мозаике наблюдается смещение траектории движения КА по рысканию

на несколько градусов. При этом после трансформирования видно, что контурная часть мозаичного изображения (элементы гидрографии, границы областей) относительно картографической основы практически не сместились. Величина смещения обусловлена точностью сведения каналов и составляет 1–2 элемента разрешения.

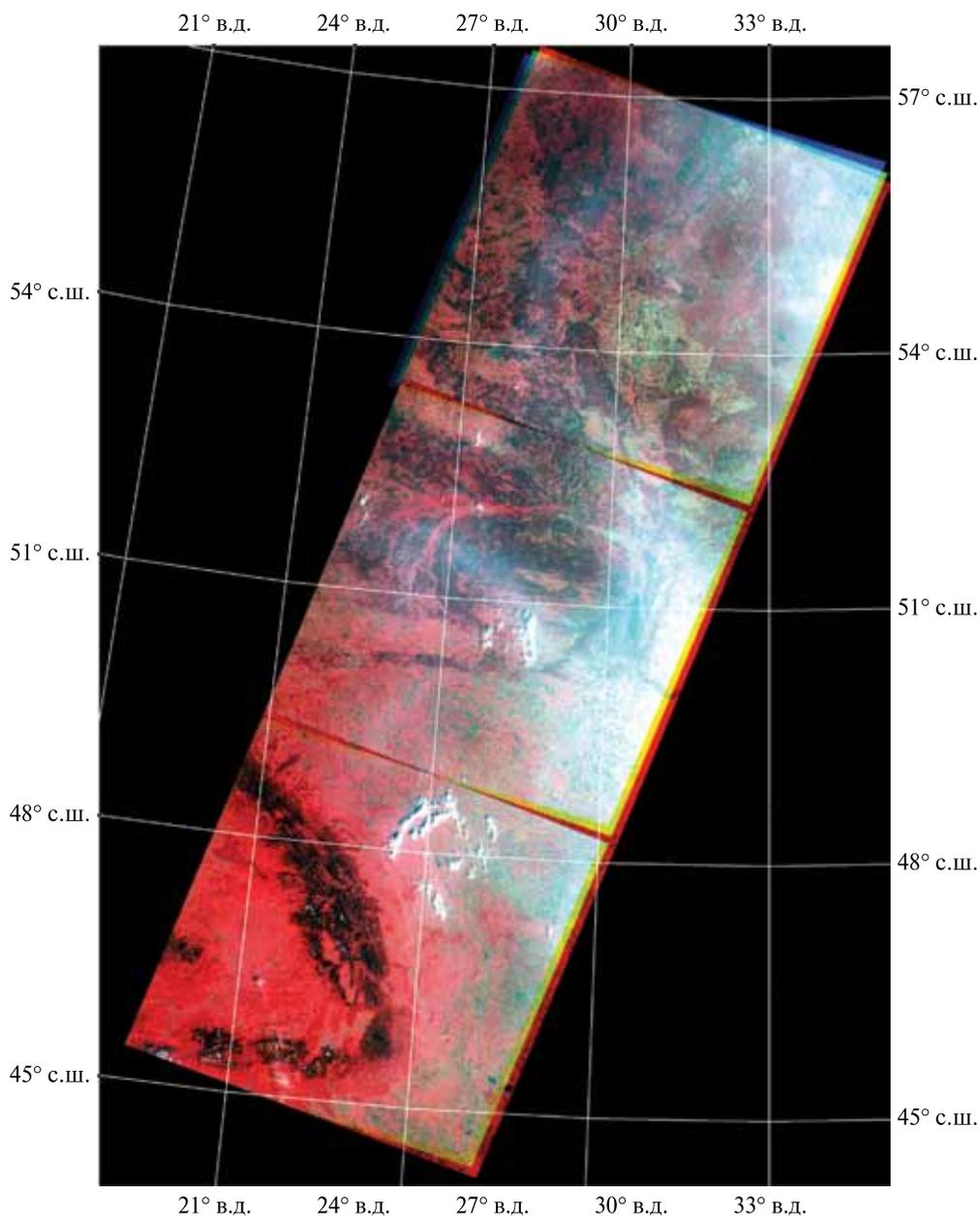


Рис. 16. Мозаика синтезированных спектральных изображений МСУ-102. Европа. Съемка выполнена 15 августа 2010 г. (виток № 4713)

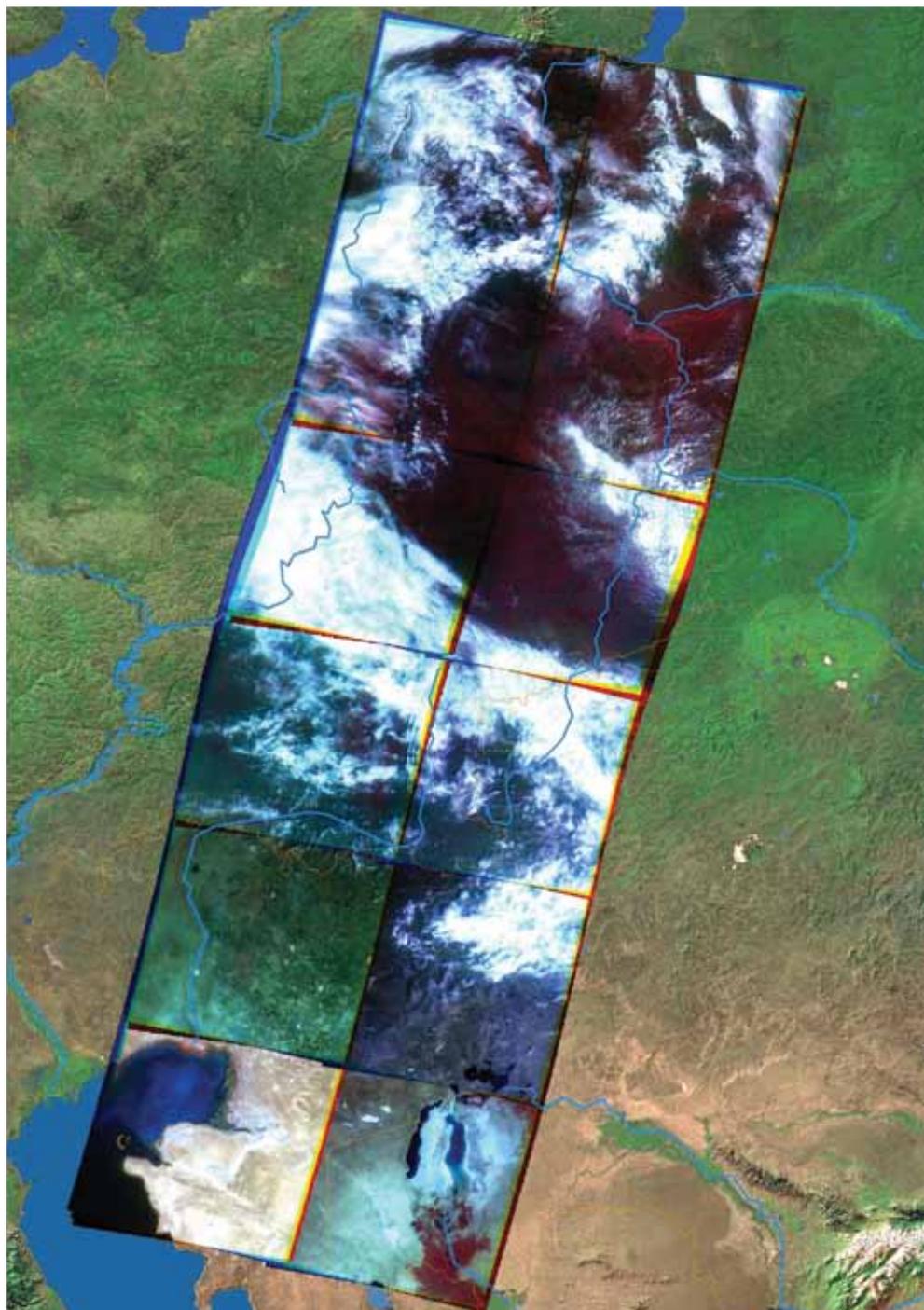


Рис. 17. Мозаика синтезированных спектральных изображений. Территория России в районе Уральских гор, северная часть Каспийского моря, Казахстан. Съемка выполнена приборами МСУ-101, 102 в течение сеанса связи НЦ ОМЗ 26 августа 2010 г.

Выводы

1. Определены углы ориентации осей внутренней системы координат в осях приборной системы координат, а также значения фокусного расстояния для каждого канала приборов МСУ-100М, зав. № 02, аналогичным образом были определены геометрические параметры приборов МСУ-100М, зав. № 01 и МСУ-50М, зав. № 01, 02.
2. Точность определения направления на изображение объекта в приборной системе координат камеры по отсчетам ПЗС-линейки определяется на уровне среднеквадратической ошибки 7...18 угл.с для приборов МСУ-100М, что соответствует 0,5...1,2 элемента разрешения. При этом для приборов МСУ-100М при учете параметров фотограмметрической дисторсии точность калибровки практически не меняется из-за достаточно узкого угла поля зрения (30°).
3. Точность определения направления на изображение объекта в приборной системе координат камеры по отсчетам ПЗС-линейки определяется на уровне среднеквадратической ошибки от 35 до 50 угл.с для приборов МСУ-50М, что соответствует 1,2...1,7 элемента разрешения. При этом для приборов МСУ-50М при учете параметров фотограмметрической дисторсии существенно повышается точность калибровки.
4. Определены параметры геометрической калибровки с использованием данных прибора звездной ориентации, системы спутниковой навигации, а также таблицы координат опорных точек и измерений их координат на сканерном изображении.
5. Получено трансформированное спектрозональное изображение с уточненными параметрами геометрической калибровки, которое может быть использовано в широком спектре прикладных задач геоинформационных систем (ГИС), создания топографических карт, оценки последствий аварий и стихийных бедствий, мониторинга окружающей среды и других задач ДЗЗ.
6. Определены точностные характеристики изображений МСУ-100 и МСУ-50 на витках, не использованных при калибровке (см. табл. 2 и 3). Точность сведения спектральных каналов определяется элементом разрешения, тогда как точность географической привязки составляет 0,5 км, что объясняется недостаточно точной фиксацией времени.

DETERMINATION OF GEOMETRICAL PARAMETERS MULTISPECTRAL SCANNERS MSU-100, MSU-50 ON A LABORATORY BENCH AND IN FLIGHT CONDITIONS METEOR-M

A. V. Nikitin, B. S. Dunayev, T. V. Kondratieva, I. V. Polansky

Sciences Space Research Institute (IKI RAN), Moscow

The problems of determining geometric parameters of MSU, which are used for transforming the scanner images to a specified map projection, as well as to coordinate their bindings, the details of spectral channels and building spectrozonal images. Considered as ground and flight calibration of the camera to perform the determination of geometrical parameters.

Keywords: remote sensing instruments, IAS (multispectral scanner), BOKZ-M (block positioning of stars), ASN-M-M (autonomous navigation), geometric calibration, multispectral images, gridded.

Nikitin Andrey — senior scientist, PhD, E-mail: andvnik935@yandex.ru.

Dunayev Boris Semenovich — leading constructor of the project.

Kondratieva Tatiana Viktorovna — senior scientist, PhD.

Polansky Ivan Valerievich — leading constructor, PhD.

ПРОВЕРКА ХАРАКТЕРИСТИК КАМЕР ТЕЛЕВИЗИОННОЙ СИСТЕМЫ НАВИГАЦИИ И НАБЛЮДЕНИЯ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ НАТУРНЫХ СЪЕМОК

Б. С. Жуков, С. Б. Жуков, Н. И. Снеткова, Т. Р. Теплухина

*Учреждение Российской академии наук
Институт космических исследований РАН (ИКИ РАН), Москва*

Исследование съемочных характеристик камер телевизионной системы навигации и наблюдения (ТСНН), разработанной для решения научных и навигационных задач в проекте ФОБОС-ГРУНТ, проводилось путем наземной съемки Луны и звезд. По результатам эксперимента подтверждена радиометрическая калибровка камер и проверено отсутствие растекания заряда при максимальном времени накопления, оценена функция рассеяния точки и величина геометрической дисторсии камер, оценены количество и максимальная звездная величина детектируемых звезд.

Ключевые слова: Фобос, миссия ФОБОС-ГРУНТ, телевизионная система навигации и наблюдения, натурные испытания.

Введение

В проекте ФОБОС-ГРУНТ с помощью телевизионной системы навигации и наблюдения (ТСНН) будут проводиться съемки Фобоса, Марса и звезд для решения научных и навигационных задач [1, 2]. В состав ТСНН входят две узкоугольные (УТК) и две широкоугольные (ШТК) телевизионные камеры, основные характеристики которых приведены в таблице.

Камеры ТСНН прошли лабораторную радиометрическую и геометрическую калибровку, а также стандартный комплекс приемо-сдаточных, конструкторско-доводочных и ресурсных испытаний (см. статью в настоящем сборнике Жуков С. Б., Жуков Б. С., Ваваев В. А. «Радиометрическая калибровка камер телевизионной системы навигации и наблюдения», с. 319, а также техническую документацию ТСНН).

Проверка радиометрических и геометрических характеристик камер ТСНН в натуральных условиях осуществлялась в ходе наземных съемок Луны и звезд, которые проводились в июне 2007 г. в районе г. Москвы. При этом высота Луны над горизонтом составляла 10...20°.

Наземные съемки небесных тел с известной интенсивностью излучения с помощью калиброванных фотоприемников являются стандартным методом измерения прозрачности атмосферы. В наших экспериментах среди прочих стояла обратная задача — проверка радиометрической калибровки камер ТСНН по результатам наземной съемки Луны и звезд. Для учета влияния атмосферы использовалась стандартная атмосферная модель — «лето средних широт» с сельским аэрозолем и горизонтальной дальностью видимости 23 км. В этой модели при увеличении вы-

Жуков Борис Сергеевич — старший научный сотрудник, кандидат физико-математических наук, E-mail: bzhukov@nserv.iki.rssi.ru.

Жуков Станислав Борисович — старший лаборант.

Снеткова Наталья Ивановна — ведущий программист.

Теплухина Татьяна Радиславна — инженер, E-mail: tanya-teplukhina@mail.ru.

соты луча наблюдения над горизонтом от 10 до 20° прозрачность атмосферы вдоль луча увеличивается от $0,10$ до $0,29$. Оценка чувствительности модели к условиям наблюдения показала, что при варьировании горизонтальной дальности видимости на ± 10 км изменения прозрачности атмосферы в указанном диапазоне углов наблюдения достигают 40% при высоте луча 20° и 60% при высоте луча 10° . Поэтому радиометрическая калибровка камер ТСНН могла быть подтверждена только в пределах этой неопределенности.

Характеристики камер ТСНН

Параметры	ТСНН	
	УТК	ШТК
Фокусное расстояние, мм	500	18
Относительное отверстие	1:7	1:2
Спектральные зоны, мкм	0,4...1,0	
Размер элемента ПЗС, мкм	7,4	
Количество активных элементов	1000×1000	
Угловое разрешение, угл. с	3,05	84,8
Поле зрения, град	0,85	23,3
Минимальный угол оптической оси к Солнцу, град	80	60
Радиометрическое разрешение, бит	10	
Объем флеш-памяти, Мбайт	16	
Масса, кг	2,8	1,6
Энергопотребление, Вт	8	
Количество приборов	2	

1. РЕЗУЛЬТАТЫ СЪЕМОК ЛУНЫ С ПОМОЩЬЮ ШТК ТСНН

На рис. 1 (см. с. 310) приведены снимки Луны, полученные с помощью ШТК 7 июня 2007 г., когда Луна находилась в фазе полнолуния. Высота Луны над горизонтом составляла около 10° и несколько уменьшалась на протяжении съемок. Снимки получены при пяти минимальных временах экспозиции ШТК от $0,5$ до $1,5$ мс, при которых изображение Луны не достигало насыщения, а также при максимальном времени экспозиции 250 мс, при котором изображение Луны было переэкспонировано примерно в 150 раз.

На рис. 2 (см. с. 310) показана средняя яркость Луны, измеренная по первым пяти снимкам с использованием результатов радиометрической калибровки ШТК. Систематическое уменьшение яркости Луны можно объяснить уменьшением прозрачности атмосферы при уменьшении высоты Луны над горизонтом в процессе съемки. При геометрическом альбедо Луны $0,12$ средняя внеатмосферная яркость Луны в интервале спектральной чувствительности ШТК составляет при нулевом фазовом угле $59,0$ Вт/(м²мкм·ср). Это значение согласуется с измеренными ШТК значениями средней яркости Луны, если прозрачность атмосферы в процессе съемки уменьшалась от $0,14$ до $0,11$, что соответствует прозрачности стандартной модели атмосферы в пределах ее точности.

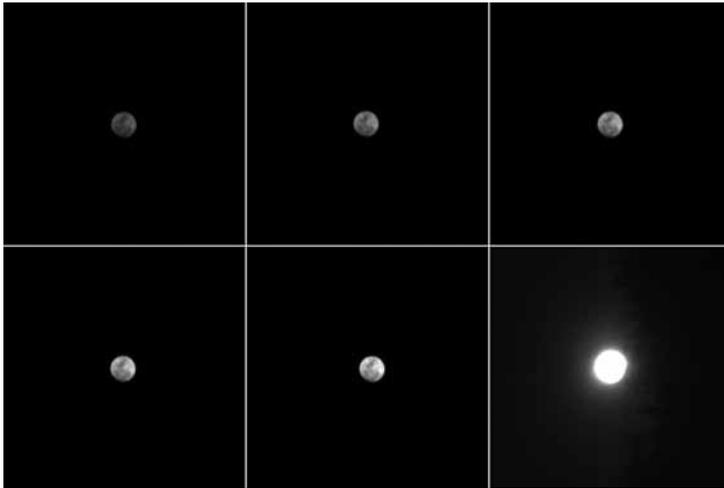


Рис. 1. Снимки Луны, полученные ШТК ТСНН 7 июня 2007 г. при временах экспозиции 0,5; 0,75; 1; 1,25; 1,5 и 250 мс

Согласно спецификации применяемых в камерах ПЗС-матриц Kodak KAI-1020 [3], используемая в них технология антиблуминга предотвращает растекание заряда при переэкспонировании изображения до 300 раз. Важным результатом натурных испытаний ШТК было подтверждение отсутствия растекания заряда при максимальном используемом в ШТК времени накопления 250 мс, при котором изображение Луны переэкспонировалось в 150 раз. Наблюдаемое при этом некоторое увеличение диаметра изображения Луны и ареол вокруг нее могут быть объяснены рассеянием света в атмосфере и в объективе камеры. Поскольку яркость Луны при наземной съемке в указанных условиях сравнима с внеатмосферной яркостью Фобоса, растекания заряда не должно быть и при космической съемке Фобоса с максимальным временем накопления, требуемым для получения его изображений на фоне звезд [1, 2].

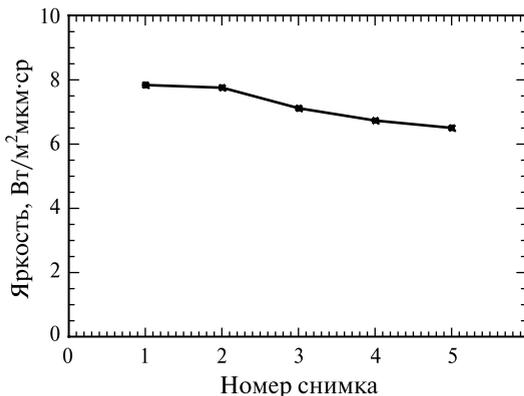


Рис. 2. Изменение средней яркости Луны на протяжении съемки с помощью ШТК ТСНН

Профиль сигнала при переходе через лимб Луны характеризует резкость изображения. Путем дифференцирования профиля сигнала определяется одномерная функция рассеяния точки (ФРТ) камеры в направлениях как строк (ось X), так и столбцов (ось Y) изображения (рис. 3, см. с. 311). При ее аппроксимации гауссовой функцией получены значения стандартного отклонения ФРТ $\sigma_X = 0,52$ и $\sigma_Y = 0,59$ пиксела вдоль осей X и Y при среднеквадратической ошибке

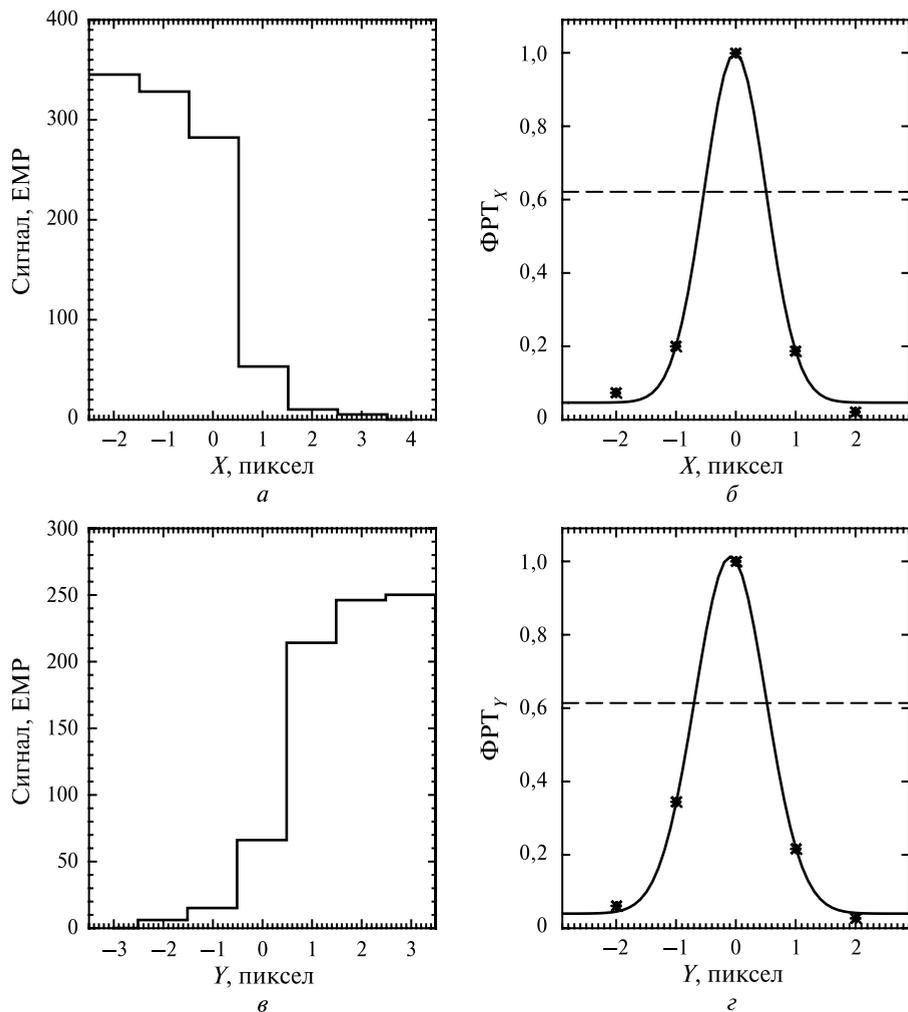


Рис. 3. Профили сигнала ШТК ТСНН на лимбе Луны по оси X (a) и Y ($в$) и оцененная по ним одномерная ФРТ вдоль соответствующих осей ($б$, $г$); здесь и далее ЕМР — единица младшего разряда

аппроксимации ФРТ 0,017 и 0,01 соответственно. Таким образом, по этим оценкам, согласующимся с результатами наземной юстировки камер, ширина ФРТ ШТК на уровне 2σ составляет около 1 пиксела.

2. РЕЗУЛЬТАТЫ СЪЕМОК ЛУНЫ С ПОМОЩЬЮ УТК ТСНН

На рис. 4 (см. с. 312) показан снимок Луны, полученный УТК ТСНН 17 июня 2007 г., когда фазовый угол Луны составлял около 105° , а высота Луны над горизонтом — около 15° . При выбранном времени экспозиции 12,75 мс яркость наиболее светлых участков изображения Луны близка к насыщению.



Рис. 4. Снимок Луны, полученный УТК ТСНН 17 июня 2007 г. при времени экспозиции 12,75 мс

Для проверки радиометрических характеристик УТК по этому изображению была измерена яркость лимба на экваторе Луны, которая составила $2,2 \text{ Вт}/(\text{м}^2\text{мкм}\cdot\text{ср})$. Для сравнения расчетная яркость лимба Луны в интервале чувствительности УТК при фазовом угле 105° составляет $2,5 \text{ Вт}/(\text{м}^2\text{мкм}\cdot\text{ср})$, что согласуется с измеренным значением с учетом возможной ошибки оценки прозрачности атмосферы.

При оценке одномерной ФРТ камеры по профилю сигнала (рис. 5, см.с 313) при переходе через лимб Луны получены значения стандартного отклонения ФРТ $\sigma_x = 0,98$ и $\sigma_y = 0,85$ пиксела вдоль осей X и Y при среднеквадратической ошибке аппроксимации ФРТ 0,057 и 0,026 соответственно. Таким образом, ширина ФРТ УТК на уровне 2σ составляет около двух пикселов, что отвечает результатам наземной юстировки камеры.

По полученным УТК снимкам Луны отработывалась методика выделения на изображении границы лимба небесных тел и определения по ней направления на их центр. Рисунок 6 (см. с. 314) иллюстрирует результаты выделения лимба на изображении (см. рис. 4) Луны и аппроксимацию его окружностью. Среднеквадратическая ошибка определения положения центра аппроксимирующей окружности составила 0,07 пиксела по оси X и 0,17 пиксела — по оси Y . При решении навигационных задач в проекте ФОБОС-ГРУНТ ошибка определения направления на центр масс Фобоса, вероятно, будет значительно больше из-за неправильной формы Фобоса и неточности его трехмерных моделей. Реально достижимая в этих условиях точность в настоящее время анализируется. Достаточно, чтобы она соответствовала точности звездных датчиков 5...12 угл. с, т. е. 2...4 пиксела УТК.

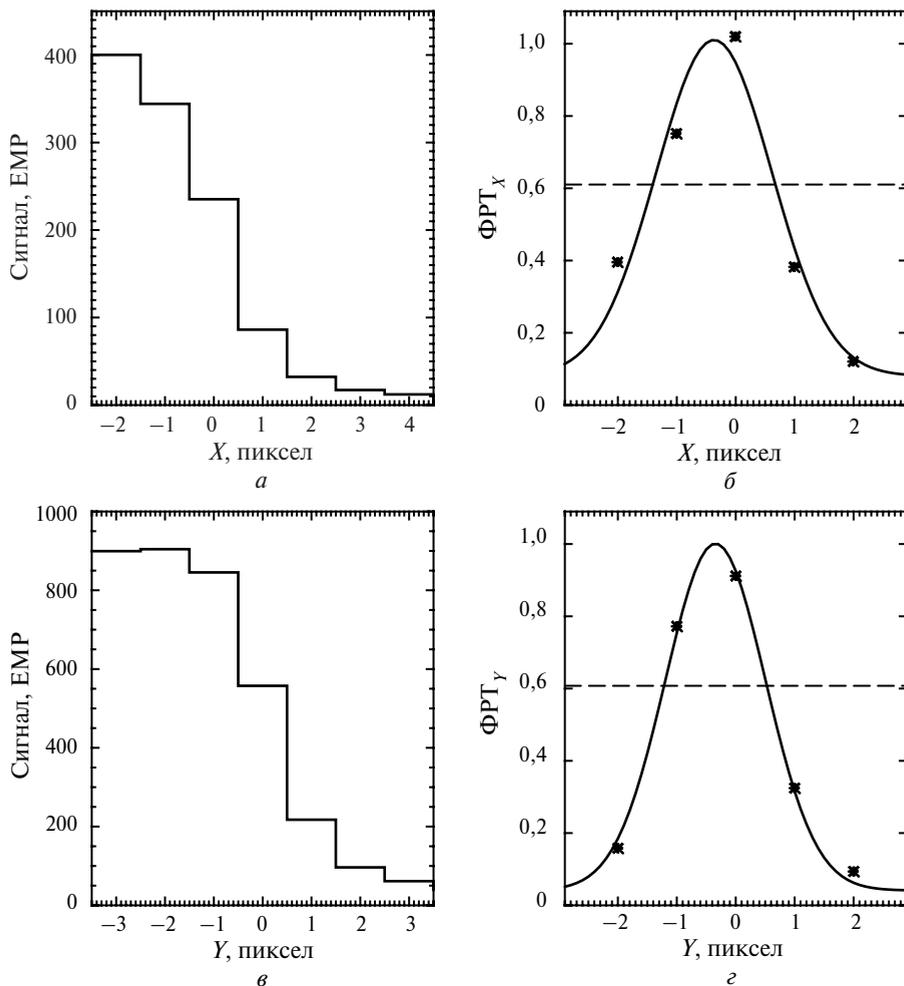


Рис. 5. Профили сигнала УТК ТСНН на лимбе Луны по оси X (а) и Y (в) и оцененная по ним одномерная ФРТ вдоль соответствующих осей (б, г)

3. РЕЗУЛЬТАТЫ СЪЕМОК ЗВЕЗД С ПОМОЩЬЮ ШТК ТСНН

Съемки звезд будут использоваться в проекте «Фобос-Грунт» для взаимной привязки систем координат камер ТСНН и звездных датчиков, а также для съемки Фобоса на фоне звезд с целью решения навигационных задач. В качестве примера на рис. 7 показаны наложенные друг на друга 10 снимков звезд, полученных ШТК 17 июня 2007 г. с интервалом 30 с. Смещение положения звезд на последовательных изображениях связано с вращением Земли.

На каждом изображении ШТК с помощью стандартного алгоритма распознавания звезд и определения ориентации камеры, разработанного для звездных датчиков семейства БОКЗ, распознавалось и идентифицировалось от 12 до 15 звезд. Максимальная звездная величина, зафиксированная ШТК, составила $m_V = 6,3$.



Рис. 6. Выделение лимба Луны на снимке, полученном УТК ТСНН 17 июня 2007 г.

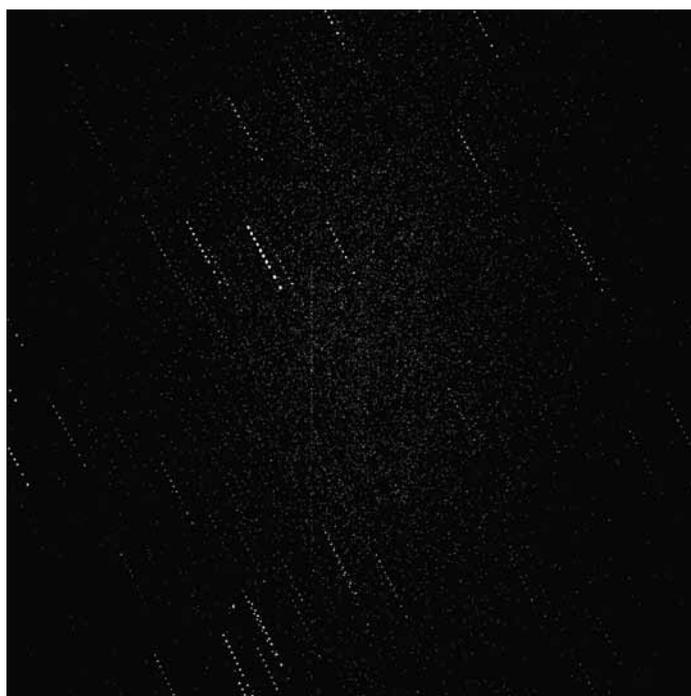


Рис. 7. Наложение десяти снимков звезд, полученных ШТК ТСНН 17 июня 2007 г. с интервалом 1 мин (время экспозиции 250 мс)

Рис. 8. Суммарный сигнал звезды как функция ее звездной величины по результатам обработки десяти снимков звезд, полученных ШТК ТСНН

При внеатмосферной съемке она, вероятно, будет составлять не менее $m_V = 7$, что близко к предварительным оценкам [1], и позволит без ограничений определять ориентацию ШТК в полете по снимкам звезд в калибровочных и навигационных сеансах.

На рис. 8 показана зависимость суммарного (по площади изображения звезды) сигнала звезды от звездной величины. При движении звезд по полю изображения наблюдались вариации их суммарного сигнала в несколько раз, что может объясняться как флуктуациями прозрачности атмосферной дымки, так и субпиксельной неоднородностью чувствительности ПЗС-матрицы. Для наиболее яркой звезды с $m_V = 0,9$ измерения суммарного сигнала не корректны из-за насыщения АЦП камеры. Для остальных звезд результаты измерений суммарного сигнала были аппроксимированы функцией

$$\log S = -km_V + C,$$

где $C = 3,9 \pm 0,5$; $k = -0,44 \pm 0,12$ (ошибки указаны на уровне 1σ). Коэффициент k в пределах ошибки его оценки соответствует следующему из определения звездной величины значению $-0,4$. Константа C в пределах ошибки ее оценки и неопределенности прозрачности атмосферы соответствует ее расчетному значению $3,82$.

Структура изображения звезды на снимке ШТК иллюстрируется на рис. 9. При аппроксимации распределения яркости звезды на этом изображении двумерной гауссовой ФРТ (рис. 10) получены значения

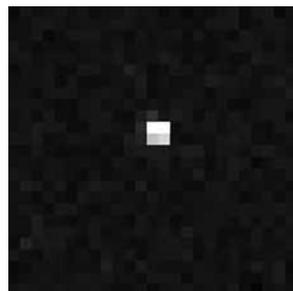
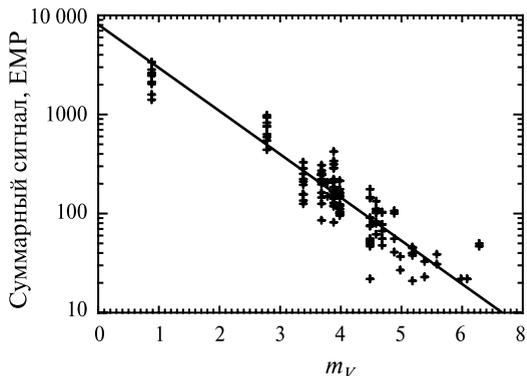


Рис. 9. Структура изображения звезды на снимке, полученном ШТК ТСНН

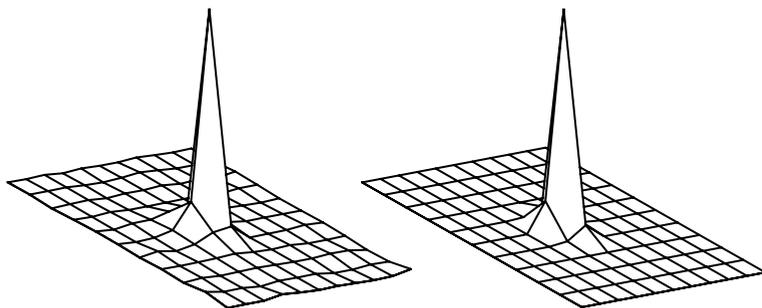


Рис. 10. Распределение яркости в полученном ШТК ТСНН изображении звезды (слева) и его аппроксимация гауссовой функцией (справа)

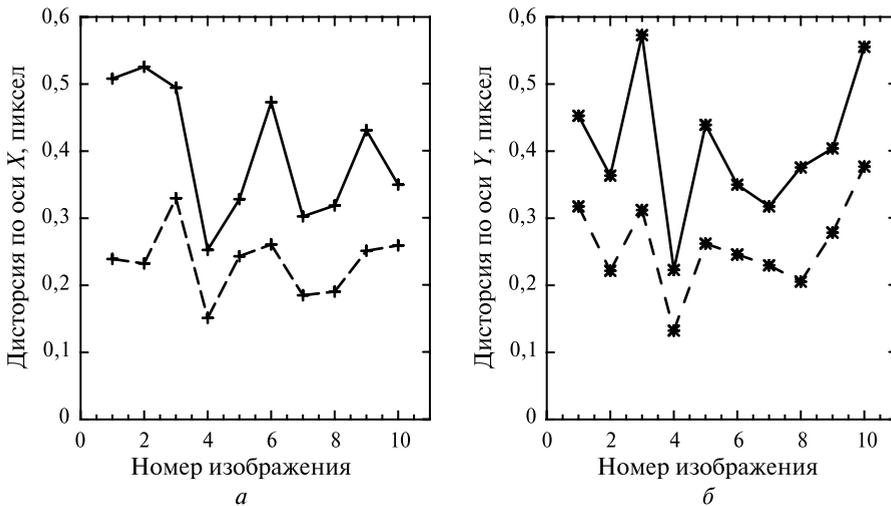


Рис. 11. Максимальная (сплошная линия) и среднеквадратическая (штриховая линия) дисторсия изображений ШТК по осям X (а) и Y (б) по результатам обработки десяти снимков звезд

стандартного отклонения $\sigma_X = 0,39$ и $\sigma_Y = 0,41$ пиксела при среднеквадратической ошибке аппроксимации ФРТ 0,01. Таким образом, подтвержден вывод, сделанный выше на основании анализа снимков Луны, о том, что ширина ФРТ ШТК на уровне 2σ составляет около одного пиксела.

Для каждой звезды было определено ее остаточное отклонение от расчетного положения («обобщенная дисторсия»). Рисунок 11 показывает максимальное и среднеквадратическое значение обобщенной дисторсии на десяти обработанных снимках. Получено, что максимальная дисторсия ШТК не превышает 0,6 размера пиксела, а среднеквадратическая — 0,4 пиксела, что соответствует расчетной дисторсии объектива.

4. РЕЗУЛЬТАТЫ СЪЕМОК ЗВЕЗД С ПОМОЩЬЮ УТК ТСНН

Вследствие малого поля зрения УТК мало и число регистрируемых ею звезд. Анализ снимков звезд, полученных УТК 17 июня 2007 г., показал, что из 10 обработанных изображений на одном из них было распознано 3 звезды, на другом — 2 звезды, на четырех — по 1 звезде и на четырех изображениях не было распознано ни одной звезды. Даже в кадрах, где звезды были распознаны, они не могли быть идентифицированы вследствие их малого количества. Основываясь на результатах радиометрической калибровки камеры, можно заключить, что наиболее яркая звезда имела звездную величину $m_V = 4,4$, наиболее слабая — $m_V = 10,0$. С учетом

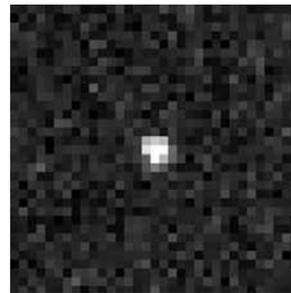


Рис. 12. Структура изображения звезды на снимке, полученном УТК ТСНН

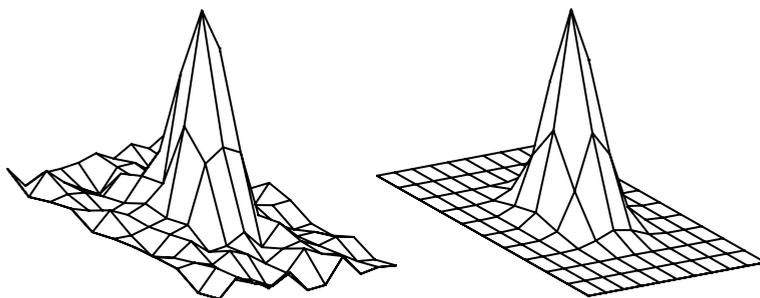


Рис. 13. Распределение яркости в полученном УТК ТСНН изображении звезды (слева) и его аппроксимация гауссовой функцией (справа)

прозрачности атмосферы можно ожидать, что при внеатмосферной съемке УТК будет способна распознавать звезды до $m_V = 11$ в соответствии с предварительными оценками в [1].

Пример структуры изображения звезды на снимке УТК ТСНН показан на рис. 12 (см. с. 316). При аппроксимации распределения яркости звезды на этом изображении двумерной гауссовой ФРТ (рис. 13) получены значения стандартного отклонения $\sigma_x = 0,94$ и $\sigma_y = 0,89$ пиксела при среднеквадратической ошибке аппроксимации 0,057. Таким образом, подтвержден сделанный выше вывод о том, что ширина ФРТ УТК на уровне 2σ составляет около 2 пикселов.

Вследствие малого числа распознаваемых УТК звезд ее применение в проекте «Фобос-Грунт» в калибровочных и навигационных сеансах по звездам требует специального выбора направления наблюдения, гарантирующего попадание в поле зрения УТК достаточного количества звезд требуемой звездной величины.

Заключение

Натурные съемки подтвердили геометрические и радиометрические (в пределах точности принятой модели атмосферы) характеристики камер ТСНН, полученные по результатам наземных калибровок. Разработанные методики проверки съемочных характеристик будут использованы при планировании полетных калибровочных сеансов ТСНН и при обработке их результатов.

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 ИКИ РАН. Пр-2128. М.: ИКИ РАН, 2006.
2. Аванесов Г. А., Гордеев Р. В., Гришин В. А., Жуков Б. С., Жуков С. Б., Коломеец Е. В., Краснопецева Е. Б., Куделин М. И., Крупин А. А., Муравьев В. М., Фори А. А. Телевизионная система навигации и наблюдения // *Астроном. вестн.* 2010. Т. 44. № 5. С. 473–479.
3. KODAK KAI-1020 IMAGE SENSOR. Device performance specification. KODAK, 2007.

**ON-GROUND TESTS OF THE CAMERAS OF TELEVISION SYSTEM
FOR NAVIGATION AND OBSERVATION**

B. S. Zhukov, S. B. Zhukov, N. I. Snetkova, T. R. Teplukhina

Space Research Institute (IKI RAN), Moscow

The imaging characteristics of the cameras of the Television System for Navigation and Observation (TSNN) were investigated using the data obtained during on-ground imaging of the Moon and stars. The experimental data confirm the radiometric calibration of the cameras and the absence of blooming at the maximal integration time, allow estimation of the camera point spread function, geometric distortion, the amount and the maximal magnitude of the detectable stars.

Keywords: Phobos, Phobos Sample Return Mission, Television System for Navigation and Observation, on-ground tests.

Zhukov Boris Sergeevich — leading scientist, PhD, E-mail: bzhukov@nserv.iki.rssi.ru.

Zhukov Stanislav Borisovich — laborant.

Snetkova Natalia Ivanovna — leading programmer.

Teplukhina Tatiana Radislavna — engineer, E-mail: tanya-teplukhina@mail.ru.

РАДИОМЕТРИЧЕСКАЯ КАЛИБРОВКА КАМЕР ТЕЛЕВИЗИОННОЙ СИСТЕМЫ НАВИГАЦИИ И НАБЛЮДЕНИЯ

С. Б. Жуков, Б. С. Жуков, В. А. Ваваев

*Учреждение Российской академии наук
Институт космических исследований РАН (ИКИ РАН), Москва*

Радиометрическая калибровка узкоугольной и широкоугольной камер телевизионной системы навигации и наблюдения (ТСНН), которые будут установлены на КА «Фобос-Грунт», включала калибровку функции спектральной чувствительности камер, а также темнового сигнала, коэффициента чувствительности и уровня шума для каждого пиксела изображения. Результаты калибровки сохранялись в файлах радиометрической калибровки, которые будут использоваться для радиометрической коррекции изображений ТСНН.

Ключевые слова: Фобос, миссия ФОБОС-ГРУНТ, телевизионная система навигации и наблюдения, радиометрическая калибровка

1. ОСОБЕННОСТИ КАМЕР ТСНН И ЗАДАЧИ КАЛИБРОВКИ

Для решения научных и навигационных задач в проекте «Фобос-Грунт» разработана телевизионная система навигации и наблюдения (ТСНН), в состав которой входят две узкоугольные (УТК) и две широкоугольные (ШТК) телевизионные камеры [1]. Основные характеристики камер ТСНН приведены в таблице.

Характеристики камер ТСНН

Параметры	ТСНН	
	УТК	ШТК
Фокусное расстояние, мм	500	18
Относительное отверстие	1:7	1:2
Спектральные зоны, мкм	0,4...1,0	
Размер элемента ПЗС, мкм	7,4	
Количество активных элементов	1000×1000	
Угловое разрешение, угл. с	3,05	84,8
Поле зрения, град	0,85	23,3
Минимальный угол оптической оси к Солнцу, град	80	60
Радиометрическое разрешение, бит	10	
Объем флеш-памяти, Мбайт	16	
Масса, кг	2,8	1,6
Энергопотребление, Вт	8	
Количество приборов	2	

Жуков Станислав Борисович — старший лаборант.

Жуков Борис Сергеевич — старший научный сотрудник, кандидат физико-математических наук, E-mail: bzjukov@nserv.iki.rssi.ru.

Ваваев Владимир Александрович — старший научный сотрудник, кандидат технических наук, E-mail: va@vavaev.ru.

В камерах используется ПЗС-матрица Kodak-1020 с буферизацией столбцов (interline CCD-matrix) [2]. Согласно спецификации данной ПЗС-матрицы уровень ее насыщения составляет около 40 000 электронов, среднеквадратический уровень шума — 50 электронов, квантовая эффективность на длине волны 0,5 мкм — 44 %.

Помимо 1000 «световых» строк по 1000 пикселей каждая камера имеет 6 «темновых» строк.

Камеры УТК и ШТК имеют одинаковые электронные блоки и отличаются лишь объективами.

В камерах ТСНН время экспозиции задается в виде кода экспозиции EXP, который принимает целочисленные значения от 0 до 1008 и связан с измеряемым в миллисекундах временем экспозиции τ соотношением

$$\tau = 0,25(EXP + 1). \quad (1)$$

Таким образом, время экспозиции камер ТСНН может изменяться от 0,25 до 252,25 мс с шагом 0,25 мс.

Линейный коэффициент усиления k аналогового сигнала камер, поступающего на вход АЦП, может принимать 256 значений от 2,00 до 79,43 с постоянным шагом по логарифмической шкале. Сигнал насыщения ПЗС-матрицы соответствует уровню насыщения АЦП в 1023 единиц младшего разряда (ЕМР) при $k \approx 8$.

Задачей радиометрической калибровки камер ТСНН является установление связи между цифровыми сигналами $DN(x, y)$ элементов (x, y) ПЗС-матрицы каждой камеры и значениями зональной яркости $B(x, y)$. Зональная яркость является средневзвешенным значением спектральной плотности энергетической яркости (СПЭЯ) $b(x, y, \lambda)$:

$$B(x, y) = \frac{\int S(\lambda)b(x, y, \lambda) d\lambda}{\int S(\lambda) d\lambda}, \quad (2)$$

где $S(\lambda)$ — функция спектральной чувствительности (ФСЧ) камеры.

Значение сигнала световых пикселей, измеряемое в ЕМР, можно рассматривать как сумму трех компонент:

$$DN(x, y) = I(x, y) + DC(x, y) + \Delta(x), \quad (3)$$

где $I(x, y)$ — «чистый» сигнал пиксела (x, y) , зависящий от его зональной яркости $B(x, y)$; $DC(x, y)$ — темновой ток, $\Delta(x)$ — сигнал «подсветки».

Эффект «подсветки» проявляется в виде светлых полос в столбцах изображения, где отображаются объекты повышенной яркости. Эти искажения можно проиллюстрировать на примере показанного на рис. 1 (см. с. 321) изображения, которое было получено при съемке со временем экспозиции 0,5 мс окна с жалюзи, в результате чего на исходном изображении хорошо видны яркие вертикальные полосы в столбцах, где регистрируются повышенные значения яркости. По-видимому, этот эффект связан с неполным экранированием буферных вертикальных регистров в ПЗС-матрице, куда переносится сигнал соответствующих им основных «световых» регистров. Поскольку каждый элемент буферного регистра перед считыванием проходит по всему вертикальному столбцу, этот элемент получает дополнительный заряд, пропорциональный средней освещенности столбца. Величина наблюдаемого эффекта подсветки соответствует прозрачности светоизолирующего покрытия буферных регистров около 0,13 %.



Рис. 1. Исходное (слева) и скорректированное (справа) изображение, полученное ШТК ТСНН

Коррекция эффекта подсветки, основанная на рассмотренной модели, заключается в вычитании из светового сигнала каждого пиксела $DN(x, y)$ усредненного сигнала \overline{DN}_{DARK} трех первых темновых пикселей в столбце, равного:

$$\overline{DN}_{DARK}(x) = \overline{DC}_{DARK}(x) + \Delta(x). \quad (4)$$

В результате получаем выражение для скорректированного сигнала:

$$DN_{CORR}(x, y) = DN(x, y) - \overline{DN}_{DARK}(x) = I(x, y) + DC_{CORR}(x, y), \quad (5)$$

где введен скорректированный темновой сигнал

$$DC_{CORR}(x, y) = DC(x, y) - \overline{DN}_{DARK}(x). \quad (6)$$

Как показывает рис. 1, указанная коррекция хорошо устраняет полосатую структуру изображения, в результате чего выявляются даже небольшие перепады яркости.

Из соотношения (5) следует, что для радиометрической привязки скорректированных для учета эффекта подсветки изображений необходимо прокалибровать:

- функцию спектральной чувствительности камер,
- скорректированный темновой сигнал,
- зависимость светового сигнала от зональной яркости.

Предварительно необходимо выбрать оптимальный режим функционирования камер, при котором, с одной стороны, обеспечивается линейность характеристики свет — сигнал, а с другой — уровень шума, близкий к 1 ЕМР. Съемка с уровнем шума, значительно меньшим 1 ЕМР, не позволяет реализовать потенциальную чувствительность камер, а со значительно большим 1 ЕМР — уменьшает динамический диапазон камеры.

Всего было прокалибровано шесть камер УТК и шесть камер ШТК (включая запасные и технологические экземпляры). Поскольку характеристики одноименных камер близки, в данной работе результаты калибровки иллюстрируются на примере одной из камер УТК и одной из камер ШТК, а в тех случаях, когда различия между УТК и ШТК не играют роли (в частности, при анализе темнового тока и шумовых характеристик), — на примере одной из них.

2. ВЫБОР ЛИНЕЙНОГО УЧАСТКА ХАРАКТЕРИСТИКИ СВЕТА – СИГНАЛ

Характеристика свет – сигнал представляет собой зависимость сигнала оптической системы от произведения яркости объекта и времени экспозиции t . В ходе калибровки при постоянной яркости источника изменялось время экспозиции (для камер ТСНН — посредством изменения кода экспозиции EXP).

Для выделения участка нелинейности проводилась съемка интегрирующей сферы при относительно небольшом коэффициенте усиления $k = 6,54$ (рис. 2, см. с. 323). Измерялся средний сигнал центральных 200×200 пикселей. В этих условиях насыщение скорректированного сигнала происходило при его значении ~ 800 .

Для исключения участка нелинейности во всем диапазоне регистрируемого сигнала (от 0 до 1023 ЕМР) коэффициент усиления был выбран с некоторым запасом на уровне $k = 10,09$. При этом уровень насыщения сигнала находился примерно на 20 % выше уровня насыщения АЦП, и характеристика свет – сигнал оказалась линейной для всех образцов камер УТК и ШТК.

3. КАЛИБРОВКА ТЕМНОВОГО СИГНАЛА И ЕГО ШУМА

Темновой сигнал элементарных детекторов определялся по изображениям, полученным при закрытом объективе камеры. Для уменьшения влияния шума он усреднялся по 10 последовательно полученным изображениям. Поскольку электронные блоки камер УТК и ШТК одинаковы, характеристики темнового сигнала для этих камер также схожи.

Выраженной зависимости среднего по изображению значения скорректированного темнового сигнала $DC_{CORR}(x, y)$ от времени экспозиции не обнаружено, а неоднородность $DC_{CORR}(x, y)$, которую можно охарактеризовать его среднеквадратическим отклонением (с. к. о.) по изображению, слегка возрастает с увеличением времени экспозиции (рис. 3, см. с. 323). Это указывает на то, что темновой сигнал в основном формируется в электронных цепях считывания сигнала ПЗС, а вклад эффекта тепловой генерации заряда в ПЗС при используемых временах экспозиции мал, за исключением, возможно, небольшого числа «горячих» пикселей.

Зависимость усредненного по изображению значения $DC_{CORR}(x, y)$ и его неоднородности от коэффициента усиления близка к линейной (рис. 4, см. с. 323).

На рис. 5 (см. с. 324) сопоставлены гистограммы скорректированного темнового сигнала и его шума, причем последний определялся как с. к. о. $DC_{CORR}(x, y)$ в данном пикселе среди 10 последовательных изображений. Измеренный уровень шума при $k = 10,09$, обеспечивающем линейность характеристики свет – сигнал, составляет около 1,5 ЕМР, что соответствует спецификации отношения сигнал-шум ПЗС-матрицы Kodak-1020. Поскольку дальнейшее увеличение коэффициента усиления привело бы к уменьшению динамического диапазона камер, значение $k = 10,09$ выбрано как стандартное для всех камер ТСНН.

Ввиду того, что пространственная неоднородность темнового сигнала в 99 % случаев не превышает уровня шума (см. рис. 5), коррекция темнового сигнала дает значимые результаты, превышающие уровень шума, лишь для ~ 1 % «горячих» пикселей.

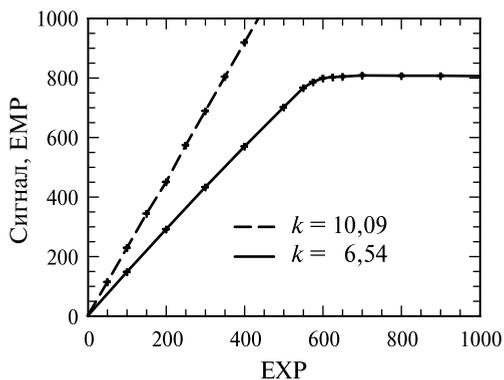


Рис. 2. Пример зависимости скорректированного среднего сигнала в центральной части изображения от кода экспозиции при двух значениях коэффициента усиления

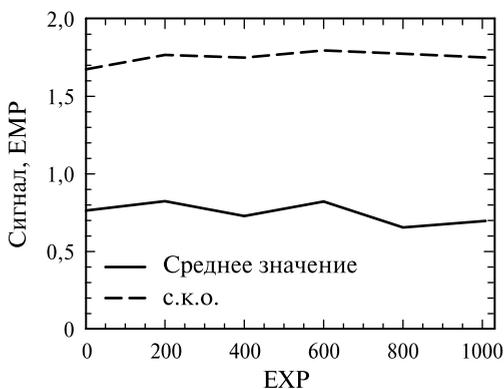


Рис. 3. Пример зависимости среднего значения и среднеквадратического отклонения скорректированного темнового сигнала от кода экспозиции при $k = 10,09$

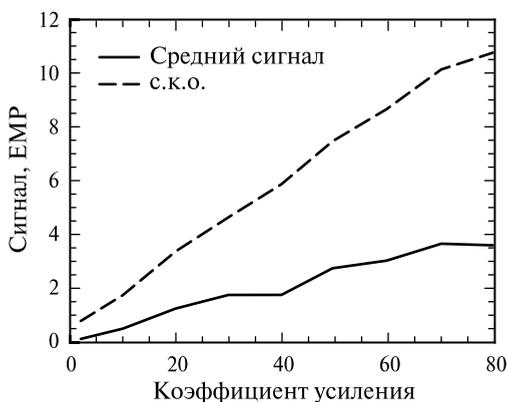


Рис. 4. Пример зависимости среднего значения и среднеквадратического отклонения скорректированного темнового сигнала от коэффициента усиления k при EXP = 1008

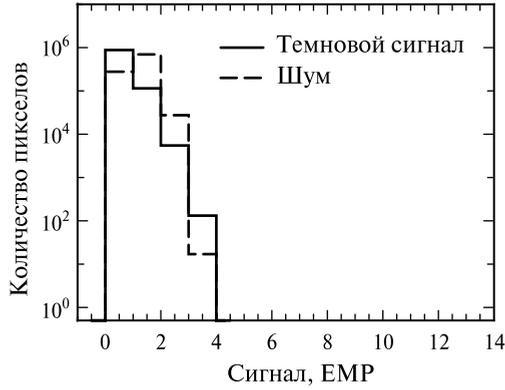


Рис. 5. Сопоставление гистограмм скорректированного темнового сигнала и его шума ($k = 10,09$)

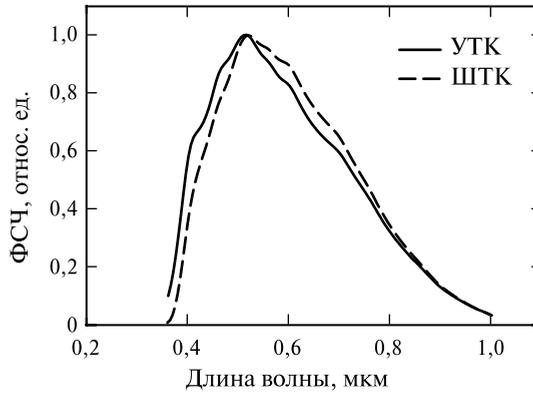


Рис. 6. Функция спектральной чувствительности камер ТСНН

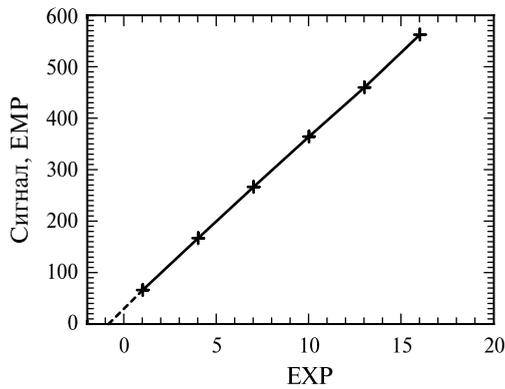


Рис. 7. Скорректированный средний сигнал в центральной части изображения при малых значениях кода экспозиции на примере одной из камер ШТК ($k = 10,09$)

4. СПЕКТРАЛЬНАЯ КАЛИБРОВКА КАМЕР

Для измерения относительной спектральной чувствительности камер использовалась установка на основе монохроматора МДР-23, на одну из выходных щелей которого устанавливается камера, а на второй щели интенсивность излучения измеряется опорным фотодатчиком с известной характеристикой спектральной чувствительности [3]. Полученная в результате функция спектральной чувствительности камер ТСНН, нормированная в максимуме на единицу, показана на рис. 6 (см. с. 324).

5. КАЛИБРОВКА АБСОЛЮТНОГО КОЭФФИЦИЕНТА ЧУВСТВИТЕЛЬНОСТИ

Абсолютная калибровка коэффициента чувствительности камер ТСНН проводилась по интегрирующей сфере ИКИ РАН при постоянном токе $I_{SPHERE} = 3,5$ А, который был подобран так, чтобы при нем можно было прокалибровать как более чувствительные камеры ШТК, так и менее чувствительные камеры УТК. При указанном токе значение зональной яркости сферы B_{SPHERE} в спектральных зонах камер ТСНН составило $1,64$ Вт/(м²мкм·ср) для УТК и $1,78$ Вт/(м²мкм·ср) для ШТК. Точность абсолютной калибровки сферы оценивается в ~5 %.

При проведении ряда тестов, не требующих абсолютной калибровки сферы (например, при проверке зависимости сигнала от коэффициента усиления или от кода экспозиции при малых значениях EXP), для получения оптимального уровня сигнала использовались также значения тока сферы, отличные от 3,5 А.

Как и в случае калибровки темного сигнала, при каждом выбранном значении времени экспозиции и коэффициента усиления делалось по 10 изображений. Для исследования характеристики свет — сигнал и коэффициента чувствительности использовалось усредненное изображение, а для исследования шума определялось с. к. о. сигнала в каждом пикселе среди 10 изображений.

Линейность характеристики свет — сигнал при $k > 10$ была установлена ранее для усредненного по изображению сигнала (см. рис. 2) Отметим, что в соответствии с соотношением (1) прямая свет — сигнал пересекает ось абсцисс при значении кода экспозиции $EXP = -1$ (рис. 7, см. с. 324).

Исследование зависимости сигнала от коэффициента усиления показало, что она также линейна во всем диапазоне значений k (рис. 8, см. с. 326). При этом при $k < 10$ измерения проводились на линейном участке характеристики свет — сигнал.

Коэффициент чувствительности $c(x, y)$ для каждого пиксела (x, y) определялся путем аппроксимации методом наименьших квадратов характеристики свет — сигнал пиксела, что приводит к соотношению:

$$c(x, y) = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \frac{DN_{CORR}(x, y, i) - DC_{CORR}(x, y)}{k\tau_i B_{SPHERE}}, \quad (7)$$

где $DN_{CORR}(x, y, i)$ — скорректированный сигнал, полученный при времени экспозиции τ_i ; n — число различных времен экспозиции.

Линейность характеристики свет — сигнал пиксела можно количественно охарактеризовать ее среднеквадратическим отклонением от аппроксимирующей

прямой. В большинстве случаев это отклонение не превышало 5 ЕМР (рис. 9), что сопоставимо с уровнем шума светового сигнала. Для небольшого числа «горячих» пикселей наблюдались более высокие отклонения. Карта таких пикселей хранится в калибровочных файлах.

На рис. 10 и 11 (см. с. 327) представлены линии уровня $s(x, y)$ для УТК и ШТК. Систематический спад чувствительности к краям матрицы связан с уменьшением освещенности фокальной плоскости при удалении от оптической оси. Заметны флуктуации чувствительности между отдельными элементарными детекторами. Для ШТК можно отметить различную скорость спада чувствительности при увеличении угла к оптической оси вдоль строк и столбцов матрицы. Этот эффект документирован в спецификации матрицы KAI-1020 [2] и, по-видимому, связан с различием размеров чувствительной площади элемента матрицы по направлению строк и столбцов. Для УТК этот эффект мало заметен из-за небольшого поля зрения.

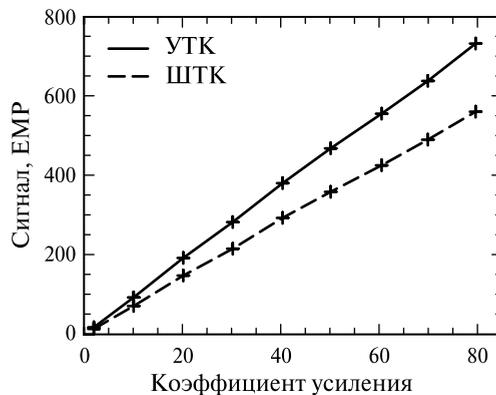


Рис. 8. Зависимость среднего сигнала от коэффициента усиления при $EXP = 100$ для УТК (ток сферы 3,15 А) и ШТК (ток сферы 2,45 А)

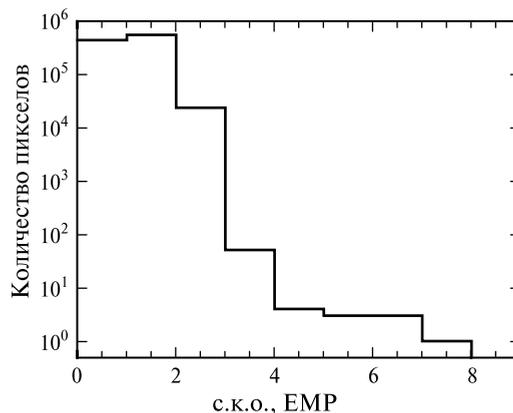


Рис. 9. Пример гистограммы среднего квадратического отклонения характеристики свет – сигнал пикселей от линейности

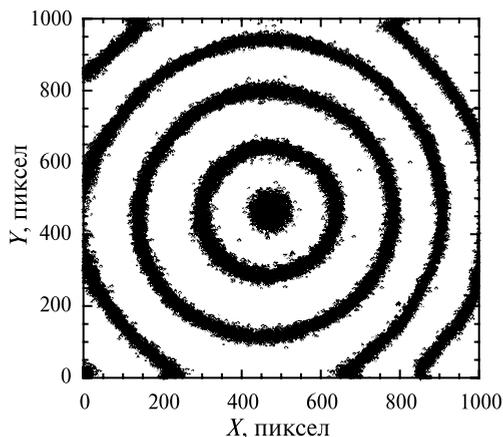


Рис. 10. Распределение коэффициента чувствительности в плоскости изображения (X , Y) для одной из камер УТК. Приведенные уровни соответствуют значениям 450, 480, 510, 540, 565 EMR/[Дж/(м²·мкм·ср)]

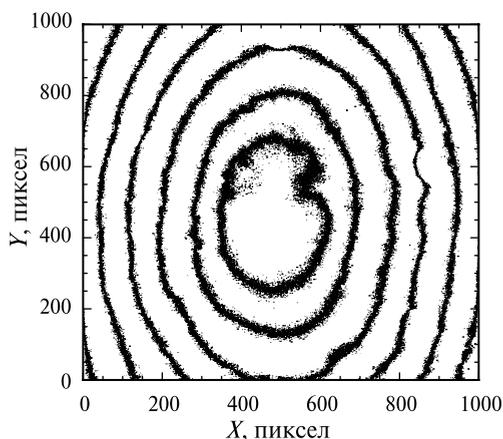


Рис. 11. Распределение коэффициента чувствительности в плоскости изображения (X , Y) для одной из камер ШТК. Приведенные уровни соответствуют значениям 6000, 7000, 8000, 9000, 10 000, 10 7000 EMR/[Дж/(м²·мкм·ср)]

6. АНАЛИЗ ШУМА СВЕТОВОГО СИГНАЛА

Пример гистограммы шума светового сигнала показан на рис. 12 (см. с. 328). При этом сигнал в центре кадра составлял 700...800 EMR.

Возрастание шума светового изображения по сравнению с темновым можно объяснить фотонным шумом. Поскольку данные измерения проводились при уровне сигнала, соответствующем ~23 000...26 000 электрон/пиксел, среднеквадратическая амплитуда фотонного шума составляла ~150...160 электрон/пиксел, т. е. ~5 EMR, что согласуется с результатами измерений.

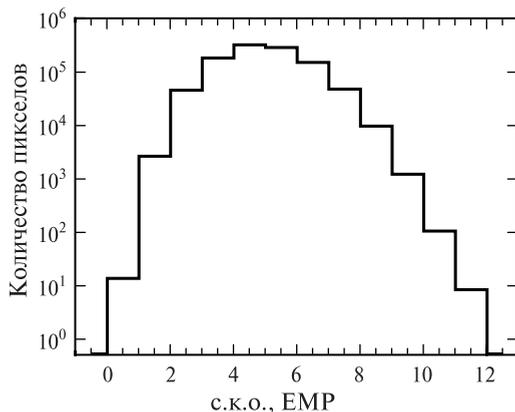


Рис. 12. Пример гистограммы шума светового сигнала

7. МЕТОДИКА РАДИОМЕТРИЧЕСКОЙ КОРРЕКЦИИ ВИДЕОДАНЫХ ТСНН

Для радиометрической коррекции изображений УТК и ШТК сформированы файлы радиометрической калибровки, содержащие:

- абсолютный коэффициент чувствительности $c(x, y)$, пересчитанный на время экспозиции $\tau = 1$ с и коэффициент усиления $k = 1$;
- скорректированный темновой сигнал $DC(x, y)$, соответствующий коэффициенту усиления $k = 10,09$;
- карту «горячих» пикселей.

Радиометрическая коррекция изображений, полученных при времени экспозиции τ и коэффициенте усиления k , включает следующие этапы:

1) линейная интерполяция скорректированного темнового сигнала на заданный коэффициент усиления (при отличии k от 10,09);

2) коррекция засветки:

$$DN_{CORR}(x, y) = DN(x, y) - DN_{dark}(x);$$

3) расчет зональной яркости:

$$B(x, y) = \frac{DN_{CORR}(x, y) - DC_{CORR}(x, y)}{c(x, y)\tau k}.$$

Проведенная радиометрическая калибровка камер ТСНН позволяет использовать их для радиометрических исследований в проекте ФОБОС-ГРУНТ. Проверка результатов калибровки по результатам натуральных съемок обсуждается в работе настоящего сборника Жуков Б. С., Жуков С. Б., Снеткова Н. И., Теплухина Т. Р. «Проверка характеристик камер телевизионной системы навигации и наблюдения по результатам натуральных съемок», с. 308.

Литература

1. Аванесов Г. А., Гордеев Р. В., Гришин В. А., Жуков Б. С., Жуков С. Б., Коломеец Е. В., Краснопецева Е. Б., Куделин М. И., Крупин А. А., Муравьев В. М., Форш А. А. Телевизионная система навигации и наблюдения // *Астроном. вестн.* 2010. Т. 44. № 5. С. 473–479.
2. KODAK KAI-1020 IMAGE SENSOR. Device performance specification. KODAK, 2007.
3. Ваваев В. А., Ваваев М. В., Полянский И. В. Радиометрическая градуировка комплекса многозональной спутниковой съемки // *Соврем. проблемы определения ориентации и навигации космических аппаратов: Сб. тр. Всерос. научно-технич. конф. Россия, Таруса, 22–25 сент. 2008.* М.: ИКИ РАН, 2009. С. 549–561 (Сер. «Механика, управление и информатика»).

RADIOMETRIC CALIBRATION OF THE CAMERAS OF TELEVISION SYSTEM FOR NAVIGATION AND OBSERVATION

S. B. Zhukov, B. S. Zhukov, V. A. Vavaev

Space Research Institute (IKI RAN), Moscow

Radiometric calibration of the wide- and narrow-angle cameras of the Television System for Navigation and Observation (TSNN), which will be installed on the Phobos-Grunt s/c, included calibration of the camera spectral response function as well as of dark signal, sensitivity coefficient and noise level for every image pixel. The calibration results are stored in the radiometric calibration files to be used for radiometric correction of the TSNN images.

Keywords: Phobos, Phobos Sample Return Mission, Television System for Navigation and Observation, radiometric calibration

Zhukov Stanislav Borisovich — laborant.

Zhukov Boris Sergeevich — leading scientist, PhD, E-mail: bzukov@nserv.iki.rssi.ru.

Vavaev Vladimir Alexandrovich — leading scientist, PhD, E-mail: va@vavaev.ru.

ОТРАБОТКА РЕЖИМА «ПОСАДКА» ТЕЛЕВИЗИОННОЙ СИСТЕМЫ НАВИГАЦИИ И НАБЛЮДЕНИЯ

**Б. С. Жуков, Р. В. Гордеев, В. А. Гришин, С. Б. Жуков,
Е. В. Коломеец**

*Учреждение Российской академии наук
Институт космических исследований РАН (ИКИ РАН), Москва*

При посадке на Фобос широкоугольные телевизионные камеры (ШТК), входящие в состав телевизионной системы навигации и наблюдения (ТСНН), будут использоваться для съемки поверхности Фобоса с обработкой и передачей изображений в реальном времени, а также для автономного выбора места посадки и резервирующих измерений высоты и скорости космического аппарата (КА). Программно-алгоритмическое обеспечение ТСНН, реализующее эти функции, отработывалось на специальном стенде, где две камеры ШТК снимали выводимые на экраны мониторов стереоизображения шероховатых поверхностей, разрешение и стереопараллакс которых соответствовали планируемой траектории спуска КА.

Ключевые слова: Фобос, миссия «Фобос-Грунт», телевизионная система навигации и наблюдения, посадка на Фобос, бортовая обработка информации в реальном времени.

Введение

При посадке на Фобос широкоугольные телевизионные камеры (ШТК), входящие в состав телевизионной системы навигации и наблюдения (ТСНН), будут использоваться для съемки поверхности Фобоса с обработкой и передачей изображений в реальном времени, а также для автономного выбора места посадки и резервирующих измерений высоты и скорости космического аппарата (КА) [1]. Кроме того, получаемые изображения будут сжиматься и передаваться на Землю в реальном времени («репортажная съемка»), а исходные несжатые изображения запечатываются для их передачи на Землю после посадки.

Для решения задач бортовой обработки информации при посадке на Фобос разработано программно-алгоритмическое обеспечение (ПАО) ТСНН режима «Посадка», включающее как служебные функции по управлению работой камер ТСНН и обмену информацией по мультиплексному каналу обмена (МКО) между камерами и бортовым вычислительным комплексом (БВК), так и функции обработки изображений в реальном времени, реализующие стоящие перед ТСНН задачи [2]. В данной статье рассматриваются методика и результаты наземной обработки режима «Посадка» ТСНН.

Жуков Борис Сергеевич, старший научный сотрудник — кандидат физико-математических наук, E-mail: bzhuikov@nserv.iki.rssi.ru.

Гордеев Роман Викторович — главный специалист, E-mail: rgordeev@nserv.iki.rssi.ru.

Гришин Владимир Александрович — старший научный сотрудник, кандидат технических наук, E-mail: vgrishin@iki.rssi.ru.

Жуков Станислав Борисович — старший лаборант.

Коломеец Евгений Витальевич — программист I категории, E-mail: evgeny@nserv.iki.rssi.ru.

1. СТЕНД ТСНН

Наземная отработка режима «Посадка» проводилась на стенде ТСНН, на котором камеры ШТК через коллиматорные объективы снимают изображения, выводимые на мониторы имитаторов поверхности Фобоса (ИПФ) (рис. 1). Управление камерами и обмен информацией по МКО, имитирующие соответствующие функции бортового вычислительного комплекса БВК космического аппарата, а также синхронизация работы камер и ИПФ осуществлялись с помощью контрольно-испытательной аппаратуры (КИА).

На ИПФ подавалась последовательность модельных стерео-изображений поверхности Фобоса, полученных на стенде моделирования [3]. Их разрешение и стереопараллакс подбиралось так, чтобы они соответствовали заданной траектории посадки КА на Фобос. Для учета того, что при установке на КА камеры развернуты вокруг оптической оси на 180° друг относительно друга, модельные изображения в стереопаре также дополнительно развернуты на 180° .

Во время функционирования режима «Посадка» его параметры и обмениваемые по МКО данные записывались в файл посадки, который по окончании режима может анализироваться специальной программой визуализации.

2. ЦИКЛОГРАММА РЕЖИМА «ПОСАДКА»

В ходе экспериментов на стенде ТСНН были отлажены функции и временная циклограмма съемки, обработки информации и ее обмена между камерами и с БВК по МКО (таблица).

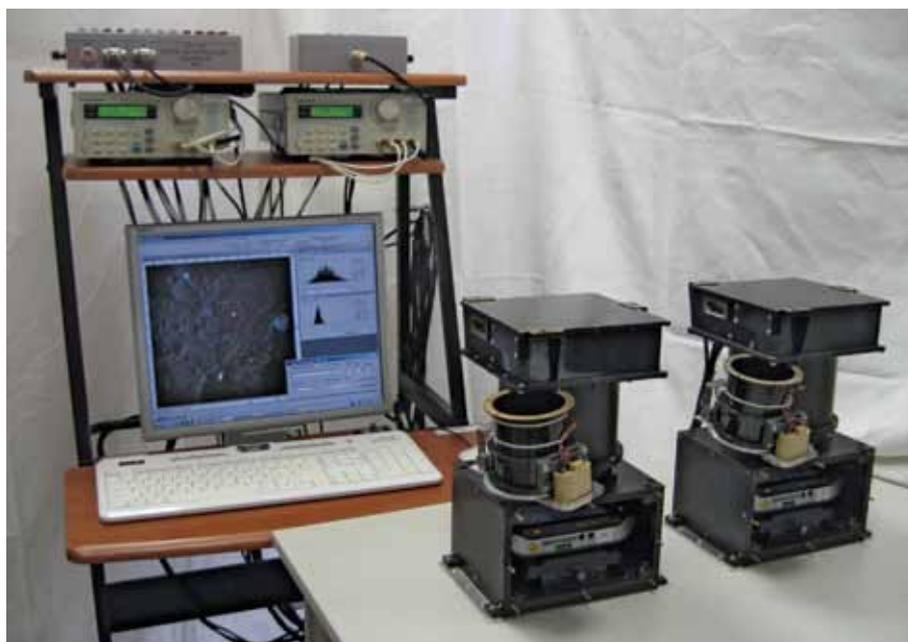


Рис. 1. Стенд ТСНН: на переднем плане две камеры ШТК, установленные на ИПФ, на заднем плане — КИА

**Циклограмма работы камер ТСНН в режиме «Посадка»
(РК — репортажный кадр, КС — командное слово)**

Такт номер (20 мс)	Операции в камере	Обмен по МКО
1	—	Синхронизация
2	Экспозиция	—
3–15	Считывание	
16–139	Коррекция, заглубление, формирование РК	
140–156	Выбор опорных точек для стерео	Передача РК (25 КС)
157–164	—	
165–216	—	Обмен между камерами параметрами опорных точек для стерео (2×26 КС)
217–244	Построение карты неоднородности, оценка высоты, оценка бокового смещения и выбор новой опорной точки для монокулярного режима	—
245–251	—	Передача карты неоднородности
252	—	Передача результатов измерений
253–277	—	Передача РК (25 КС)
278–299	Резерв	Резерв
300	Переход к такту № 1 N_k раз	—

Цикл съемки и обработки информации режима «Посадка», начинающийся после получения от (БВК) команды синхронизации, включает [2]:

- экспозицию и считывание изображения с ПЗС-матрицы;
- коррекцию засветки, заглубление разрешения изображения для реализации иерархических процедур установления соответствия и формирование кадра репортажной съемки;
- выбор опорных точек для стереообработки;
- обмен информацией между камерами о параметрах опорных точек;
- построение карты пригодности поверхности для посадки;
- 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;
- поиск новой опорной точки в монокулярном режиме для определения бокового смещения на следующем цикле;
- передача карты неоднородности поверхности и результатов измерений расстояния и бокового смещения в БВК.

Обе камеры ШТК работают параллельно по симметричной схеме.

В процессе отладки оптимизировались используемые в режиме «Посадка» вычислительные и программные алгоритмы. Служебные функции, а также часть алгоритмических функций написаны на языке Ассемблер, остальные алгоритмические функции, где использование Ассемблера не дает ощутимого преимущества, — на языке Си. На Ассемблере написаны, в частности, функции заглубления

изображений и коррекции засветки, где эффективное использование ресурсов процессора камер позволило больше чем на порядок уменьшить вычислительные затраты. В результате было обеспечено надежное функционирование ПАО режима при длительности цикла съемки и обработки информации в 6 с.

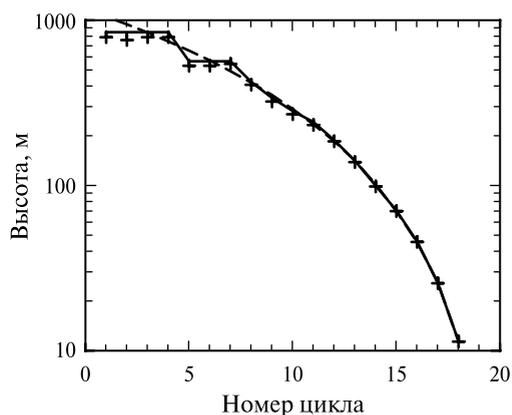
3. ИЗМЕРЕНИЯ ВЫСОТЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НАД ПОВЕРХНОСТЬЮ ФОБОСА

Бортовой алгоритм измерения высоты по стереоизображениям описан в работе [4]. Для этого на изображении, полученном одной камерой, выбираются 10 наилучшим образом локализуемых опорных точек, их характеристики передаются по МКО во вторую камеру, где на одновременно полученном изображении ищутся соответствующие им точки. Высота определяется по среднему параллаксу точек, прошедших тест верификации установления соответствия.

В процессе отладки алгоритмы установления соответствия и его верификации были модифицированы (см. статью в настоящем сборнике *Гришин В.А.* «Верификация результатов процесса установления соответствия в алгоритмах ТСНН, обеспечивающих информационную поддержку посадки на Фобос», с. 338), чтобы исключить необходимость коррекции значительного изменения чувствительности ШТК по полю кадра (см. статью в настоящем сборнике *Жуков С.Б., Жуков Б.С., Ваваев В.А.* «Радиометрическая калибровка камер телевизионной системы навигации и наблюдения», с. 319).

На рис. 2 показан пример результатов измерения высоты с помощью ШТК на стенде ТСНН при моделировании участка снижения от ~ 1 км до ~ 10 м. Штриховой линией показано изменение высоты в соответствии с реальной траекторией посадки, а сплошной линией — расчетное изменение высоты в соответствии с изменением параллакса сформированной модельной последовательности стереоизображений. Поскольку при моделировании задавались только целочисленные значения параллакса, на верхнем участке траектории модельная высота изменяется скачкообразно. Реальные измерения высоты с помощью ШТК, обозначенные крестиками, хорошо ложатся на модельный график изменения высоты, который и соответствует предъявленным камерам изображениям. Показанные на рис. 3 (см. с. 334) ошибки измерений высоты уменьшаются от ~ 100 м на высоте 1 км до ~ 10 м на высоте 300 м и до 1...2 см на высоте 10 м. Полученные результаты подтверждают приведенные в [1] оценки достижимой точности измерения высоты с помощью ШТК.

При измерении высоты соответствие устанавливалось для 6–10 опорных точек стереопары (при максимальном количестве



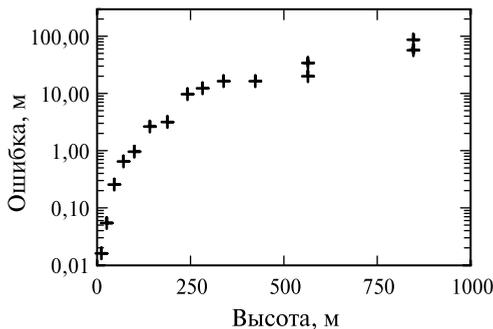


Рис. 3. Ошибка измерения высоты на стенде ТСНН камерами ШТК как функция высоты

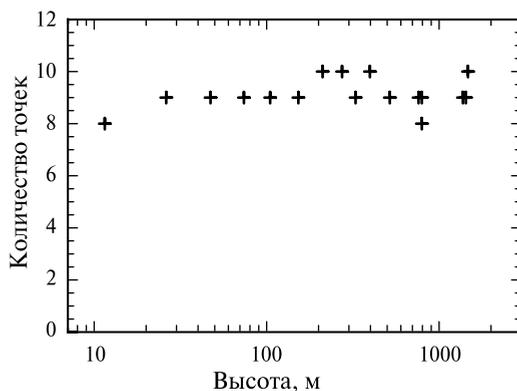


Рис. 4. Количество опорных точек, для которых установлено соответствие на стереопарах, полученных камерами ШТК. Один крестик — количество опорных точек, найденных на данной высоте

10 точек) — рис. 4, что свидетельствует о хорошей устойчивости функционирования алгоритма.

Полученные результаты подтверждают возможность использования проводимых с помощью ШТК стереоизмерений высоты (на высотах ниже нескольких сотен метров) для резервирования ее измерений штатными средствами КА.

4. ИЗМЕРЕНИЕ БОКОВОГО СМЕЩЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Горизонтальная скорость КА может определяться по смещению опорной точки на последовательных изображениях, полученных одной и той же камерой ШТК, с учетом изменения высоты и ориентации КА. Для выделения на изображении ШТК опорной точки и нахождения ее соответствия на следующем изображении используется такой же алгоритм, что и при стереоизмерениях высоты [5]. Для повышения быстродействия определение бокового смещения проводится по четырехкратно заглубленному изображению, что обеспечивает требуемую точность вычисления горизонтальной скорости $<0,1$ м/с на высотах менее 300 м [1].

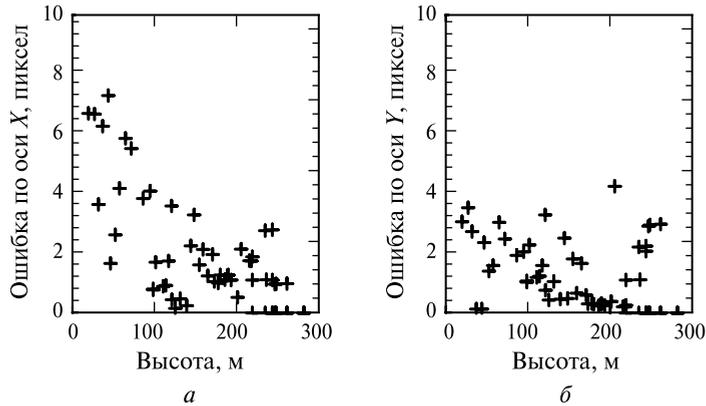


Рис. 5. Ошибки измерения бокового смещения по осям X (а) и Y (б)

При отработке на стенде ТСНН последнего этапа спуска КА в случае, когда КА после заключительного торможения свободно падает с высоты 300 м, соответствие опорных точек на последовательных изображениях было установлено в 98 % циклов измерений.

Ошибки измерения боковых смещений показаны на рис. 5. При этом учитывалось, что с изменением масштаба изображения точки дополнительно смещаются в радиальном направлении от оптической оси на расстояние

$$\Delta r = r_1 \left(\frac{H_1}{H_2} - 1 \right), \tag{1}$$

где r_1 — расстояние от оптической оси на первом изображении; H_1 и H_2 — высоты, с которых были сделаны первое и второе изображения.

Среднеквадратическая ошибка измерения смещения по осям X и Y составила 2,6 и 1,6 пиксела, что соответствует точности измерения положения точек по четырехкратно заглубленному изображению, составляющей ± 2 пиксела.

Таким образом, подтверждено, что алгоритм определения боковых смещений также функционирует достаточно устойчиво и с расчетной точностью.

5. ПОСТРОЕНИЕ КАРТЫ НЕОДНОРОДНОСТИ ПОВЕРХНОСТИ

Карта неоднородности строится по признаку относительной дисперсии яркости изображения с дополнительным учетом наличия теней и близости крупных неоднородностей [5]. С этой целью обработка изображений ведется в движущемся окне, размер которого соответствует требуемому размеру посадочной площадки (~10 м) и подстраивается при снижении КА. Для более точного определения оптимального места посадки анализ проводится с перекрытием окон, которое увеличивается при снижении КА. На малых высотах проводится дополнительное заглубление изображений для того, чтобы избежать влияния текстуры реголита на контраст изображений.

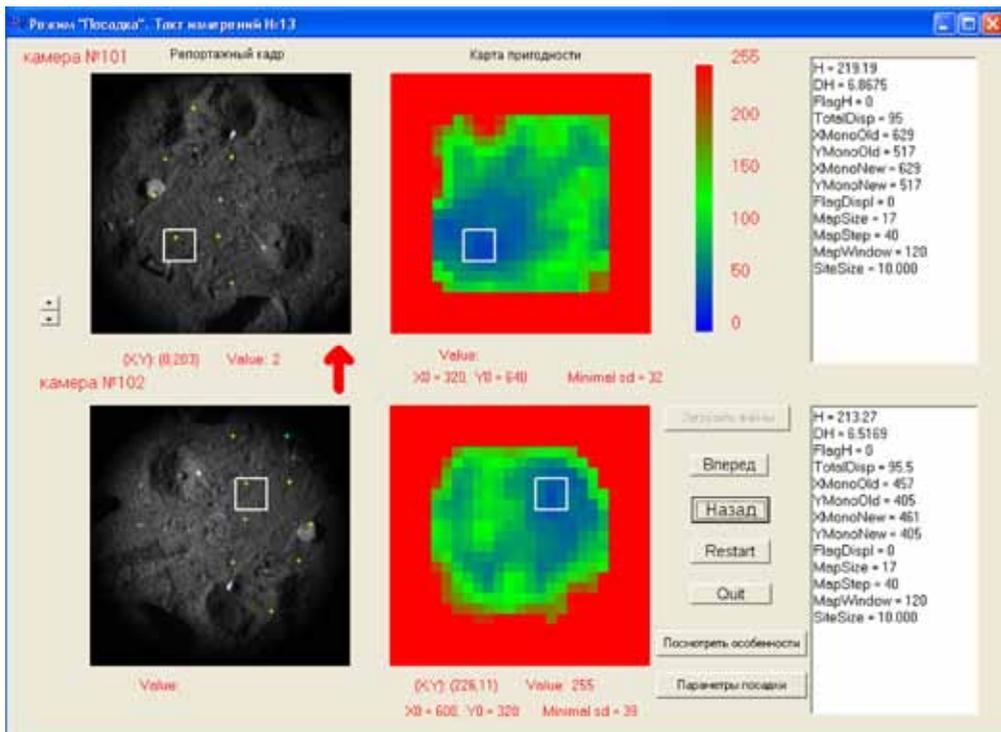


Рис. 6. Окно программы визуализации файла посадки, показывающее полученные двумя камерами репортажные кадры (слева), соответствующую им карту неоднородности (в центре) и результаты измерений высоты и боковых смещений (справа)

Карта неоднородности кодируется значениями от 0 до 255 (с увеличением неоднородности значение кода увеличивается). В БВК карта неоднородности может использоваться для оценки пригодности прогнозируемого места посадки и в случае его непригодности — для выбора оптимального места посадки.

На рис. 6 показан пример одновременно получаемых двумя камерами изображений и построенных по ним карт неоднородности с указанием оптимального места посадки. Как отмечалось выше, для моделирования реальной ситуации изображения и карты неоднородности, получаемые разными камерами, развернуты относительно друг друга на 180° .

Тестирование показало, что карта неоднородности адекватно отображает опасные неровности поверхности видов, которые ожидаются на Фобосе (кратеры, борозды, большие камни) и позволяет выбирать наиболее ровную площадку заданных размеров, избегая близости к указанным неровностям.

Заключение

В результате отработки режима «Посадка» на стенде ТСНН подтверждена его пригодность для решения поставленных задач по информационной поддержке посадки КА на поверхность Фобоса.

Литература

1. Аванесов Г. А., Гордеев Р. В., Гришин В. А., Жуков Б. С., Жуков С. Б., Коломеец Е. В., Краснопецева Е. Б., Куделин М. И., Крупин А. А., Муравьев В. М., Форш А. А. Телевизионная система навигации и наблюдения // *Астроном. вестн.* 2010. Т. 44. № 5. С. 473–479.
2. Жуков Б. С., Жуков С. Б., Гришин В. А., Гордеев Р. В. Бортовое программно-алгоритмическое обеспечение информационной поддержки посадки на Фобос // *Соврем. проблемы определения ориентации и навигации космич. аппаратов: Сб. тр. Всерос. научно-технич. конф. Россия, Таруса, 22–25 сент. 2008. М.: ИКИ РАН, 2009. С. 294–303 (Сер. «Механика, управление и информатика»).*
3. Жуков Б. С., Дунаев Б. С., Жуков С. Б. Моделирование детальных изображений поверхности Фобоса для отработки задач информационной поддержки посадки на Фобос // *Соврем. проблемы определения ориентации и навигации космич. аппаратов: Сб. тр. Всерос. научно-технич. конф. Россия, Таруса, 22–25 сент. 2008. М.: ИКИ РАН, 2009. С. 304–313 (Сер. «Механика, управление и информатика»).*
4. Гришин В. А. Алгоритмы измерения высоты и компонент скорости по телевизионным изображениям при посадке на Фобос // *Соврем. проблемы определения ориентации и навигации космич. аппаратов: Сб. тр. Всерос. научно-технич. конф. Россия, Таруса, 22–25 сентября 2008. М.: ИКИ РАН, 2009. С. 279–293 (Сер. «Механика, управление и информатика»).*
5. Жуков Б. С., Жуков С. Б. Алгоритм автономного выбора места посадки КА «Фобос-Грунт» по телевизионным изображениям // 8-я Всерос. открытая конф. «Соврем. проблемы дистанц. зондирования Земли из космоса». Москва, ИКИ РАН, 15–19 нояб. 2010: Тез. докл. М.: ИКИ РАН, 2010. С. 234.

REFINEMENT OF THE LANDING MODE OF TELEVISION SYSTEM FOR NAVIGATION AND OBSERVATION

B. S. Zhukov, R. V. Gordeev, V. A. Grishin, S. B. Zhukov, E. V. Kolomeets

Space Research Institute (IKI RAN), Moscow

The Wide-Angle Cameras (WAC) of the Television System for Navigation and Observation (TSNN) will be used during the landing on the surface of Phobos for imaging and real-time image processing and transmission as well as for landing site selection and for back-up measurements of the s/c altitude and velocity. The algorithms and software implementing these functions was tested and refined during experiments on a test-bed where two WAC cameras image on computer monitors a succession of stereo-images of rough surfaces with the resolution and stereo-parallax corresponding to the planned s/c descent trajectory.

Keywords: Phobos, Phobos Sample Return Mission, Television System for Navigation and Observation, landing on Phobos, on-board real-time image processing.

Zhukov Boris Sergeevich — leading scientist, PhD, E-mail: bzhukov@nserv.iki.rssi.ru.

Gordeev Roman Viktorovich — leading specialist, E-mail: rgordeev@nserv.iki.rssi.ru.

Grishin Vladimir Alexandrovich — leading scientist, PhD, E-mail: vgrishin@iki.rssi.ru.

Zhukov Stanislav Borisovich — laborant.

Kolomeets Evgeny Vital'evich — programmer I category, E-mail: evgeny@nserv.iki.rssi.ru.

**ВЕРИФИКАЦИЯ РЕЗУЛЬТАТОВ
ПРОЦЕССА УСТАНОВЛЕНИЯ СООТВЕТСТВИЯ
В АЛГОРИТМАХ ТЕЛЕВИЗИОННОЙ СИСТЕМЫ
НАВИГАЦИИ И НАБЛЮДЕНИЯ,
ОБЕСПЕЧИВАЮЩИХ ИНФОРМАЦИОННУЮ
ПОДДЕРЖКУ ПОСАДКИ НА ФОБОС**

В. А. Гришин

*Учреждение Российской академии наук
Институт космических исследований РАН (ИКИ РАН), Москва*

При решении задач информационной поддержки процесса посадки используются алгоритмы установления соответствия между изображениями одних и тех же точек наблюдаемой поверхности на стереопарах или на последовательности изображений. Точность и надежность процесса установления соответствия определяют точность измерения параметров, необходимых для процесса управления посадкой. В статье рассматриваются алгоритмы верификации процессов установления соответствия, разработанные для телевизионной системы навигации и наблюдения (ТСНН).

Ключевые слова: системы технического зрения, процесс установления соответствия, обнаружение аномальных ошибок установления соответствия.

На борту космического аппарата (КА) «Фобос-Грунт» установлена телевизионная система навигации и наблюдения (ТСНН). ТСНН решает целый комплекс задач, в число которых входит информационная поддержка процесса посадки на поверхность Фобоса. Для получения необходимой информации в системах технического зрения вообще, и в ТСНН в частности, используется процесс установления соответствия изображений одних и тех же точек поверхности на стереопарах и на последовательности кадров. Данный процесс характеризуется ненулевой вероятностью возникновения грубых ошибок установления соответствия, которые влекут за собой появление аномальных ошибок измерений. Целью данной статьи является анализ различных методов борьбы с грубыми ошибками установления соответствия.

В настоящее время накоплен достаточно большой арсенал методов выявления и отбраковки грубых (аномальных) ошибок установления соответствия. Указанные методы применяются на всех этапах обработки видеoinформации. Однако в нашем случае действуют жесткие ограничения на вычислительную сложность используемых алгоритмов, а также на объемы передаваемой информации между камерами в стереорежиме и необходимой памяти. Все это потребовало разработки специальных решений для ТСНН.

Рассмотрим методы выявления ошибок установления соответствия в стереорежиме. В этом режиме на каждом такте обработки информации устанавливается соответствие между 10 точками, обладающими хорошими свойствами привязки, на изображении, полученном с одной камеры, с изображениями этих же точек,

полученными другой камерой. Таким образом, формируется 10 отсчетов дальности для каждой из камер. Такой объем данных делает возможным использование известных статистических методов обработки результатов измерений и выявления аномальных ошибок.

Для обнаружения аномальных измерений был исследован один из самых простых критериев — критерий Шовене (Кобзарь, 2006), — использующий величину отклонения от среднего значения по выборке $x_i, i = 1, 2, \dots, n$:

$$K = \frac{|x_i - \bar{x}|}{s}.$$

Здесь среднее значение и дисперсия оцениваются по выборке с использованием формул

$$\bar{x} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n x_i \quad \text{и} \quad s^2 = \frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^2.$$

Критические значения K^* приводятся в таблицах и зависят от числа элементов в выборке n . Если $K > K^*$, то x_i , максимально отклоняющееся от среднего значения, должно признаваться выбросом и его следует исключить из выборки. Для ряда критериев (Грубса, наибольшего абсолютного отклонения, Дэвида) используются близкие методы сравнения наибольшего отклонения с выборочной дисперсией. В общем случае критерии поиска аномальных ошибок ориентируются либо на одиночное аномальное измерение в выборке, либо на известное заранее количество аномальных ошибок. Поскольку в нашем случае количество аномальных ошибок не может быть известно заранее, мы используем критерий Шовене итерационно, исключая выявленные аномальные ошибки до тех пор, пока не будет выполнено условие $K < K^*$.

Очень малое число критериев рассчитано на работу в условиях, когда количество аномальных ошибок не известно заранее. Одним из таких критериев является критерий Роснера (Кобзарь, 2006). Он основан на статистике, вычисляемой по упорядоченной выборке x_i :

$$\tau_1^* = \max \left\{ \frac{\bar{x} - x_1}{s}, \frac{x_n - \bar{x}}{s} \right\}.$$

По выборке рассчитывается статистика $\tau_{1(1)}^*$. Из выборки удаляется экстремальный член. Опять рассчитывается статистика (уже по сокращенной выборке) — $\tau_{1(2)}^*$, которая сравнивается с $\tau_{1(1)}^*$. Если $\tau_{1(2)}^* \leq \tau_{1(1)}^*$, то процесс прекращается. В противном случае из выборки опять удаляется экстремальный член. Процесс продолжается до тех пор, пока выполняется неравенство $\tau_{1(i+1)}^* > \tau_{1(i)}^*$.

Третий исследованный алгоритм предложен Жуковым С.Б. Он использует принцип кластеризации результатов измерений. В этом алгоритме анализируются окрестности каждого измерения. Осуществляется поиск точки, в окрестность которой попадает максимальное количество других точек. Сначала используется окно ± 2 пиксела, затем ± 4 пиксела, ± 8 пикселов. Процесс просмотра продолжается до тех пор, пока в окрестность какой-либо точки попадет не менее 5 других

точек. После этого по выборке точек, попавших в окрестность, определяются выборочное среднее и дисперсия. Отсеиваются точки, лежащие вне интервала $\pm 3\sigma$ относительно выборочного среднего.

Для оценки эффективности алгоритмов селекции аномальных ошибок было разработано математическое обеспечение, моделирующее процесс установления соответствия и ошибки, которые могут возникать при этом.

Координаты особенностей задавались в центрах областей поиска на изображении низкого разрешения: (163,0; 44,0), (213,0; 44,0), (163,0; 90,0), (213,0; 90,0), (163,0; 136,0), (213,0; 136,0), (163,0; 182,0), (213,0; 182,0), (163,0; 228,0), (213,0; 228,0). Сторона пиксела изображения равна 29,6 мкм. Фокусное расстояние объектива — 18 мм. Стереобаза принята равной 2 м. Расстояние до поверхности (высота) установлено равным $H = 25$ м. Распределение измеренных высот по 10 отсчетам моделировалось нормальным законом с разбросом высот $\pm 3\sigma = 2,5$ м. Соответствующий разброс диспаратности от 44,2 до 54,0 пиксела. Количество аномальных ошибок было принято равным 3. Считаем, что аномальные ошибки распределены по равномерному закону согласно расчетному интервалу поиска соответствия в режиме слежения (от $0,95$ до $1,05H$ в пересчете в пиксели с дополнительной коррекцией границ -4 и $+5$ пикселей). В данном случае это будет составлять от 42,2 до 56,1 пиксела.

Следует отметить, что указанные выше параметры формирования аномальных ошибок достаточно сложные для алгоритмов обнаружения этих ошибок. Это обусловлено тем, что грубые ошибки установления соответствия характеризуются равномерным распределением с разбросом, достаточно близким к $\pm 3\sigma$. Таким образом, часть таких ошибок, которые расположены в центральной области этого интервала, заведомо не могут быть распознаны. Собственно, это и имеет место в реальных условиях. Кроме того, высота выбрана в районе нижнего предела измерений. Это вызывает существенное искажение закона распределения измерений диспаратности, его сильную асимметрию, что также затрудняет работу алгоритмов селекции аномальных измерений.

По результатам моделирования рассчитываются следующие параметры для каждого алгоритма: $P_{л.т}$ — вероятность ложного обнаружения аномальной ошибки (ложная тревога); $P_{п.о}$ — вероятность правильного обнаружения аномальной ошибки; $P_{проп}$ — вероятность пропуска аномальной ошибки; $P_{п.н.о}$ — вероятность правильного необнаружения аномальной ошибки.

В нашем случае имеют место две группы несовместных событий. В случае обнаружения аномальной ошибки — $P_{л.т} + P_{п.о} = 1$, в случае необнаружения аномальной ошибки — $P_{проп} + P_{п.н.о} = 1$.

В процессе генерации аномальных ошибок по случайному закону выбирается как номер точки, где имеется аномальная ошибка, так и величина диспаратности. В процессе моделирования использовалось по 1000 наборов данных. Результаты моделирования приведены в табл. 1–3. Они отличаются разной первоначальной установкой генераторов случайных чисел, использованных для получения отсчетов дальности и аномальных ошибок. В таблицах алгоритм «Шовене 1» соответствует исходному алгоритму Шовене; алгоритм «Шовене 2» — предыдущему, с тем отличием, что в качестве оценки среднего значения используется медиана. Критические значения K^* берутся из ряда: 1,54; 1,65; 1,73; 1,7875; 1,845; 1,9025; 1,96 соответственно для $n = 4; 5; 6; 7; 8; 9; 10$.

Таблица 1

Инициализация генератора отсчетов дальности: 1234567				
Инициализация генератора аномальных ошибок: 89101112				
Алгоритм	$P_{Л.Т}$	$P_{П.О}$	$P_{ПРОП}$	$P_{П.Н.О}$
Шовене 1	0,140	0,860	0,252	0,748
Шовене 2	0,220	0,780	0,237	0,763
Роснер	0,165	0,835	0,213	0,787
Кластерный	0,093	0,907	0,254	0,746

Таблица 2

Инициализация генератора отсчетов дальности: 5314967				
Инициализация генератора аномальных ошибок: 9254968				
Алгоритм	$P_{Л.Т}$	$P_{П.О}$	$P_{ПРОП}$	$P_{П.Н.О}$
Шовене 1	0,138	0,862	0,253	0,747
Шовене 2	0,209	0,791	0,234	0,766
Роснер	0,161	0,839	0,212	0,788
Кластерный	0,107	0,893	0,253	0,747

Таблица 3

Инициализация генератора отсчетов дальности: 923875				
Инициализация генератора аномальных ошибок: 1383404				
Алгоритм	$P_{Л.Т}$	$P_{П.О}$	$P_{ПРОП}$	$P_{П.Н.О}$
Шовене 1	0,125	0,875	0,250	0,750
Шовене 2	0,207	0,793	0,235	0,765
Роснер	0,158	0,842	0,212	0,788
Кластерный	0,111	0,889	0,254	0,746

Во всех трех случаях наилучшим по вероятности ложной тревоги является кластерный алгоритм (в таблицах выделен рамками). По вероятности правильного обнаружения наилучшим является алгоритм Роснера. В настоящее время в ТСНН реализован кластерный алгоритм.

При экспериментальной обработке алгоритмов было установлено, что они не фиксируют уж совсем «патологический» случай, когда **все** измерения являются аномальными ошибками. Такое возможно, например, при неправильной установке камер или при частичном выходе из строя одной из камер стереопары. При этом алгоритмы установления соответствия выдают значения диспаратности, равномерно распределенные по отрезку поиска соответствия. Для выявления указанной ситуации был исследован ряд критериев, обнаруживающих равномерное распределение полученных значений диспаратности. При отборе критериев учитывалось, что наиболее эффективны критерии, учитывающие априорную информацию об интервале распределения случайной величины (области поиска по

диспаратности). Кроме того, нежелательны такие критерии, в которых используется вычисление нелинейных функций, например, таких как логарифм. Это связано с ограниченной вычислительной мощностью используемого процессора. Все исследованные критерии требуют упорядоченную по возрастанию выборку значений диспаратности x_i , $i = 1, 2, \dots, n$, $x_{i+1} \geq x_i$. Перечислим исследованные критерии (Кобзарь, 2006).

1. Критерий Шермана:

$$\omega_n = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^{n+1} \left| U_i - U_{i-1} - \frac{1}{n+1} \right|,$$

$$U_0 = 0; U_{n+1} = 1; U_i = x_i, \dots, \text{ где } i = 1, \dots, n.$$

Если $\omega_n > \omega_n(\alpha)$, то с доверительной вероятностью α гипотеза равномерности распределения отклоняется. Величина $\omega_n(\alpha)$ берется из таблиц.

2. Критерий Саркади – Косика:

$$J = n^2 \sum_{i=1}^n d_i^2 - n \left(\sum_{i=1}^n d_i \right)^2,$$

где $d_i = \frac{x_i - \frac{i}{n+1}}{i(n-i+1)}$.

Распределение признается не противоречащим равномерному на уровне значимости α , если $J < J(\alpha)$, где $J(\alpha)$ — критическое значение, которое берется из таблиц.

3. Критерий Хегази – Грина:

$$T_1 = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \left| x_i - \frac{i}{n+1} \right|, \quad T_2 = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \left(x_i - \frac{i}{n+1} \right)^2.$$

Модифицированные статистики для этого критерии (вместо математического ожидания i порядковой статистики используется ее модальное значение):

$$T_3 = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \left| x_i - \frac{i-1}{n-1} \right|, \quad T_4 = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \left(x_i - \frac{i-1}{n-1} \right)^2.$$

Гипотеза равномерности принимается на уровне значимости α при условиях:

$$T_1 < T_1(\alpha), \quad T_2 < T_2(\alpha), \quad T_3 < T_3(\alpha), \quad T_4 < T_4(\alpha).$$

Критические значения соответствующих статистик берутся из таблиц.

4. Критерий Янга (на отрезке $[0, 1]$):

$$D_1 = x_1; \quad D_i = x_i - x_{i-1}, \dots; \quad D_{n+1} = 1 - x_n,$$

$$M = \sum_{i=1}^n \min(D_i, D_{i+1}).$$

Гипотеза равномерности не отклоняется, если $M_1(\alpha) \leq M \leq M_2(\alpha)$. Критические значения берутся из таблицы.

5. *Критерии типа Колмогорова – Смирнова (в том числе и V-критерий Купера):*

$$D^+ = \max_i \left(U_i - \frac{i}{n+1} \right), \quad D^- = \max_i \left(\frac{i}{n+1} - U_i \right), \quad D = \max(D^+, D^-), \quad V = D^+ + D^-.$$

Для ускорения сходимости к предельному распределению используются модифицированные статистики:

$$\begin{aligned} \tilde{D}_1^+ &= \left(D^+ + \frac{0,4}{n} \right) \left(\sqrt{n} + 0,2 + \frac{0,68}{\sqrt{n}} \right), \quad \tilde{D}_2^- = \left(D^- + \frac{0,4}{n} \right) \left(\sqrt{n} + 0,2 + \frac{0,68}{\sqrt{n}} \right), \\ \tilde{D}_3 &= \left(D + \frac{0,4}{n} \right) \left(\sqrt{n} + 0,2 + \frac{0,68}{\sqrt{n}} \right), \quad \tilde{V}_4 = \left(V - \frac{1}{n-1} \right) \left(\sqrt{n+1} + 0,1555 + \frac{0,24}{\sqrt{n+1}} \right). \end{aligned}$$

Критические значения для модифицированных статистик \tilde{D}^+ , \tilde{D}^- , \tilde{D} и \tilde{V} берутся из таблиц.

6. *Критерий Фроцини:*

$$B_n = \frac{1}{\sqrt{n}} \sum_{i=1}^n \left| U_i - \frac{i-0,5}{n} \right|.$$

Распределение признается равномерным, если $B_n < B_n(\alpha)$, где $B_n(\alpha)$ — критическое значение статистики Фроцини для заданной доверительной вероятности α .

7. *Критерий Гринвуда – Кэсенберри – Миллера:*

$$Q = \sum_{i=1}^{n+1} (U_i - U_{i-1})^2 + \sum_{i=1}^n (U_i - U_{i-1})(U_{i+1} - U_i).$$

Гипотеза равномерности отклоняется, если $Q > Q(\alpha)$, где $Q(\alpha)$ — критическое значение статистики на уровне значимости α , приводимое в таблицах.

8. *«Сглаженный» критерий Неймана – Бартона:*

$$V_j = \frac{1}{\sqrt{n}} \sum_{i=1}^n \pi_j(U_i).$$

Здесь $\pi_j(U_i)$ — полиномы, ортогональные на отрезке $[0, 1]$; j — порядок полинома. Для уменьшения вычислительной сложности использованы первые два полинома:

$$\pi_1(y) = 2\sqrt{3} \cdot y, \quad \pi_2(y) = \sqrt{5}(6y^2 - 0,5),$$

где $y = U - 0,5$.

Статистика Неймана – Бартона имеет вид $N_K = \sum_{j=1}^K V_j^2$. Если $N_K > N_K(\alpha)$, то

гипотеза равномерности отклоняется на уровне значимости α . Соответствующие критические значения $N_K(\alpha)$ находятся из таблиц.

На рис. 1. приведены результаты моделирования применения указанных выше критериев. Расстояние до поверхности (высота) установлено равным $H = 50$ м. Интервал поиска соответствия по диспаратности выбран от 1 до 50 пикселей

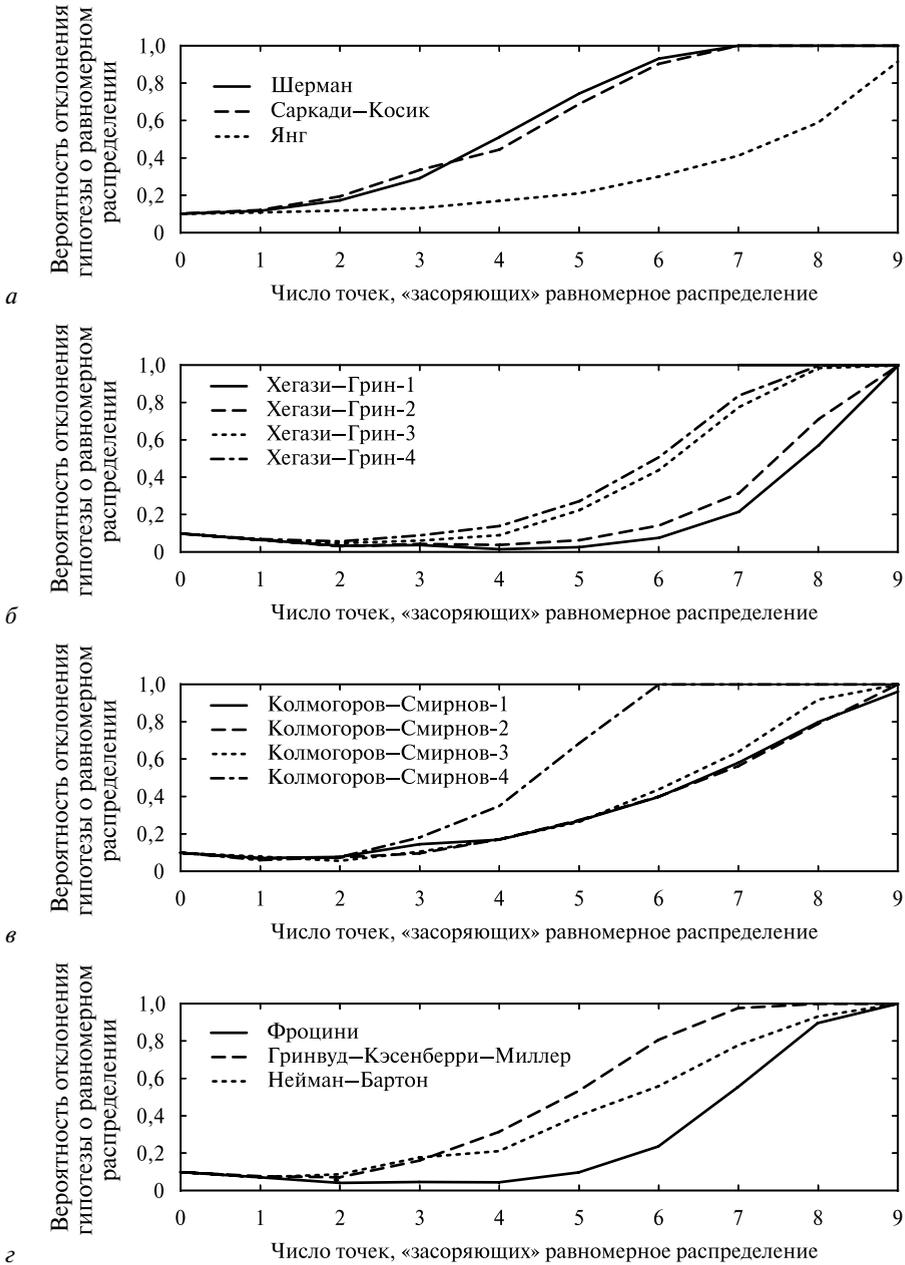


Рис. 1. Сравнение критериев согласия для равномерного распределения: *а* — критерии Шермана, Саркади-Косика и Янга; *б* — критерии Хегази-Грина; *в* — критерии типа Колмогорова-Смирнова; *г* — критерии Фроцини, Гринвуда-Кэсенберри-Миллера и Неймана-Бартона

(минимальная дальность — 24,3 м). Распределение измеренных высот по 10 отсчетам моделировалось нормальным законом с разбросом высот $\pm 3\sigma = 5$ м. По горизонтальной оси графиков отложено число точек (от 0 до 9), соответствующих нормальному закону разброса высот, «засоряющих» равномерное распределение. Чем больше таких точек, тем с большей вероятностью отклоняется гипотеза о равномерном распределении значений диспаратности. Критические значения для каждой статистики подбирались таким образом, чтобы обеспечить обнаружение равномерного распределения с вероятностью 0,9 при отсутствии «засоряющих» точек. Для каждого критерия генерировалось по 1000 наборов данных для каждого значения количества «засоряющих» точек.

Анализ полученных графиков показывает, что лучше всего работают следующие критерии: Шермана, Саркади–Косика и Колмогорова–Смирнова — кривая 4 (см. рис. 1*б*). Графики для трех указанных критериев при числе испытаний 10 000 для каждого значения количества «засоряющих» точек приведены на рис. 2. По результатам анализа этих графиков окончательно выбран критерий Шермана, обеспечивающий более монотонную зависимость вероятности обнаружения отклонения от равномерного распределения при малом числе «засоряющих» точек, чем критерий Колмогорова–Смирнова — кривая 4 (см. рис. 1*б*), и более быстрый рост вероятности обнаружения неравномерности распределения, чем критерий Саркади-Косика.

Поскольку число измерений дальности может быть меньше 10 (в случае, если на имеющемся изображении нет достаточного количества точек с хорошими свойствами привязки), то проверялась применимость этого критерия при меньшем числе точек. Максимальное количество «засоряющих» точек принято равным $n - 1$, где n — количество измерений. Критические значения для разного количества точек определены экспериментально. Значения вероятности правильного определения равномерного распределения (вероятность 0,9) приведены в табл. 4, а результаты моделирования — на рис. 3 (см. с. 346).

Таблица 4

Число точек	4	5	6	7	8	9	10
Критические значения статистики	0,4181	0,4128	0,4128	0,4174	0,424	0,43365	0,448

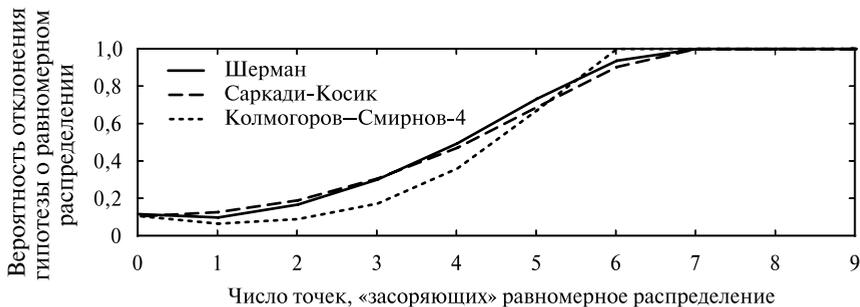


Рис. 2. Три выбранных критерия при большем числе испытаний

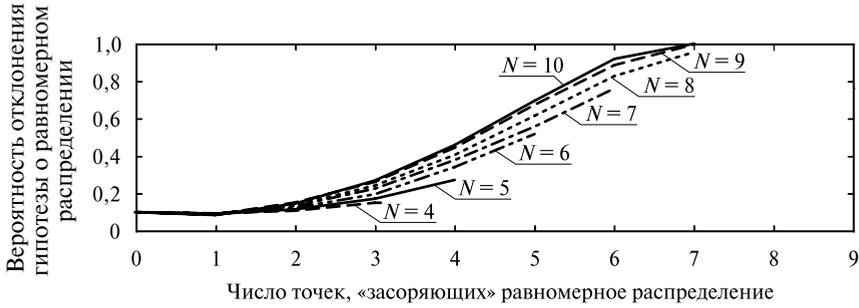


Рис. 3. Функционирование критерия при разном числе точек N

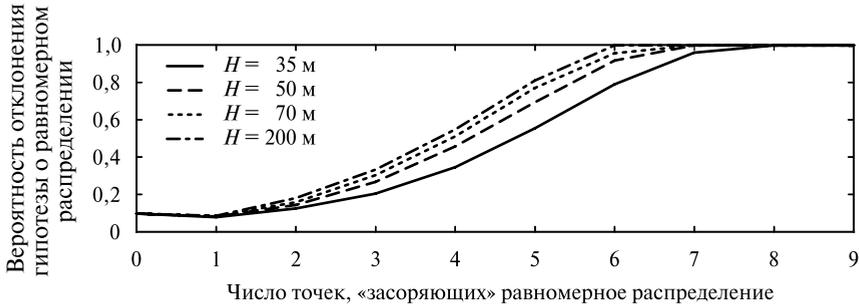


Рис. 4. Применимость критерия при изменении высоты КА над поверхностью Фобоса

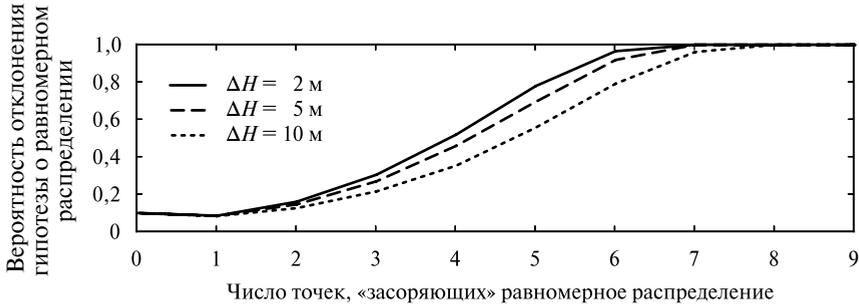


Рис. 5. Функционирование критерия при изменении разброса высоты

Из графиков следует, что результаты применения указанного критерия вполне удовлетворительны при уменьшении объема выборки в пределах 8...10 точек. Очевидно, что при уменьшении объема выборки способность распознавать закон распределения по любому критерию уменьшается.

Анализировалось влияние высоты КА над поверхностью Фобоса на применимость критерия. При изменении высоты существенно меняется закон распределения «засоряющих» точек. Результаты расчета для четырех значений высот приведены на рис. 4. Из графиков следует, что критерий функционирует устойчиво при изменении высоты.

Анализировалось влияние разброса высот визируемой поверхности на применимость критерия. Результаты расчета для трех значений разброса высот $\pm 3\sigma = \Delta H$ приведены на рис. 5 (см. с. 346). Из графиков следует, что критерий функционирует устойчиво при изменении разброса измеряемых высот.

Таким образом, критерий Шермана достаточно устойчив к изменению количества точек, расстояния и разбросу высот. Кроме того, он прост в реализации, требует малых вычислительных затрат. Для разработки специализированных критериев обнаружения и селекции аномальных ошибок в процессе стереоизмерений необходимо располагать экспериментальными данными о законах распределения измеряемых величин, а также о степени устойчивости этих законов в процессе измерения при различных условиях.

Рассмотрим методы выявления ошибок установления соответствия в монокулярном режиме. Здесь, так же как и в стереорежиме, целесообразно использовать выборку оценок оптического потока по полю изображения. В этом случае можно использовать критерии селекции по непрерывности (Гришин, 2007), которые требуют небольшого объема вычислений, либо более надежные и существенно более сложные алгоритмы типа Random Sample Consensus (RANSAC). Однако, в силу ограниченности вычислительных ресурсов, для монокулярного режима не применим метод анализа результатов группы измерений по площади кадра, поскольку на одном кадре можно выполнить только одно измерение. Не применим также метод анализа последовательности измерений, поскольку результаты измерений слабо коррелированы для сценария посадки, разработанного Институтом прикладной математики (ИПМ) им. М. В. Келдыша при длительности цикла измерений в 6 с. В таких условиях целесообразно использовать метод «обратного поиска» для выявления грубых ошибок установления соответствия. Суть метода можно описать следующим образом. Пусть на первом изображении выбрана наиболее информативная точка с наилучшими свойствами привязки. Для этой точки установлено соответствие с точкой второго изображения. Теперь можно для найденной точки второго изображения выполнить поиск на первом изображении. Если при этом найденная точка первого изображения совпадет с исходной точкой первого изображения (с некоторой допустимой ошибкой), то можно считать, что процесс установления соответствия выполнен без грубых ошибок. Указанный метод успешно используется автором для верификации процесса установления соответствия при сравнении алгоритмов поиска особенностей и методов представления образов окрестностей особенностей начиная с 2006 г. (Гришин, 2008, 2009 и др.). У разных авторов используются разные названия для вариантов этого метода, например в работе (Grinstead et al., 2006) есть ссылка на “mutual best matches” метод (наилучшее взаимное соответствие), в работе (Koch et al., 2000) ссылка на “Uniqueness Constraint” (ограничение уникальности), используемое при установлении соответствия и т. д.

В последние годы был предложен достаточно эффективный “*a contrario*” метод (Sabater et al., 2008), выявляющий аномальные ошибки установления соответствия и пропускающий всего 0,3 % таких ошибок. К сожалению, он требует довольно больших вычислительных затрат, поскольку связан с преобразованием Карунена-Лоэва (Sabater et al., 2008).

Таким образом, целесообразно использовать метод «обратного поиска», поскольку он имеет малую вычислительную сложность и достаточно эффективен.

Кроме того, есть возможность повышения вероятности выявления аномальных ошибок, используя анализ относительного смещения соответствующих точек в грубом канале (низкого разрешения) и точном канале (высокого разрешения) установления соответствия (Гришин, 2010).

Заключение

В статье представлены методы обнаружения аномальных ошибок измерения для стереоканала, а также даны рекомендации по выявлению таких ошибок в монокулярном канале. Использование указанных методов позволяет выявлять грубые ошибки установления соответствия и существенно повысить надежность и точность измерений.

Литература

- Гришин В. А. (2007) Селекция аномальных ошибок установления соответствия в монокулярном режиме // Тр. 13-й Всерос. конф. «Мат. методы распознавания образов». Ленинград. обл., Зеленогорск, 30 сент. – 6 окт. 2007: сб. докл. М.: МАКС Пресс, 2007. С. 299–302.
- Гришин В. А. (2008) Оптимизация состава спектральных коэффициентов базиса преобразования Адамара для решения задач установления соответствия изображений // Современ. проблемы дистанц. зондирования Земли из космоса. 2008. Вып. 5. Т. 1. С. 77–83.
- Гришин В. А., Белинская Е. В. (2009) Сравнение спектральных представлений образов окрестностей точек для решения задач установления соответствия // Современ. проблемы дистанц. зондирования Земли из космоса. 2009. Вып. 6. Т. 1. С. 105–112.
- Гришин В. А. (2010) Двухканальные алгоритмы установления соответствия в системах технического зрения // Датчики и системы. 2010. № 5. С. 65–68.
- Кобзарь А. И. (2006) Прикладная математическая статистика: Для инженеров и научных работников. М.: Физматлит, 2006. 816 с.
- Grinstead B., Koschan A., Gribok A., Abidi M. A. (2006) Improving Video-Based Robot Self localization Through Outlier Removal // Proc. ANS 1st Joint Emergency and Response/Robotic and Remote Systems Topical Meeting. Salt Lake City, UT. Feb. 2006. P. 322–328.
- Koch R., Pollefeys M., Van Gool L. Realistic Surface Reconstruction of 3D Scenes from Uncalibrated Image Sequences // J. Visualization and Computer Animation. 2000. N. 11. P. 115–127.
- Sabater N., Almansa A., Morel J.-M. (2008) Rejecting wrong matches in stereovision: CMLA Preprint. 2008-28. 2008.

CORRESPONDENCE VERIFICATION IN IMAGE PROCESSING ALGORITHMS FOR TELEVISION SYSTEM OF NAVIGATION AND OBSERVATION PROVIDING INFORMATION SUPPORT FOR LANDING ON PHOBOS SURFACE

V. A. Grishin

Space Research Institute (IKI RAN), Moscow

Correspondence algorithms used in image processing for information support of landing control. The correspondence should be established between different images of the same points in observed surface in the stereo pairs or sequence of monocular images. The precision and reliability of correspondence determine measurement

precision of parameters, which are necessary for landing control. In this paper correspondence result verification algorithms are considered. These algorithms were developed for television system of navigation and observation for Phobos-Grunt mission.

Keywords: computer vision system, correspondence process, detection of correspondence anomalous errors.

Grishin Vladimir Aleksandrovich — senior scientist, PhD, E-mail: vgrishin@iki.rssi.ru.

СЖАТИЕ ИЗОБРАЖЕНИЙ РЕПОРТАЖНОЙ СЪЕМКИ ТЕЛЕВИЗИОННОЙ СИСТЕМОЙ НАВИГАЦИИ И НАБЛЮДЕНИЯ ПРИ ПОСАДКЕ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ФОБОС

И. М. Книжный

*Учреждение Российской академии наук
Институт космических исследований РАН (ИКИ РАН), Москва*

Описан простой метод предобработки изображений, передаваемых телевизионной системой навигации и наблюдения в процессе репортажной съёмки при посадке космического аппарата на Фобос в условиях дефицита вычислительных ресурсов бортового вычислительного комплекса. Предлагаемое решение позволяет повысить качество восстанавливаемых на Земле изображений при минимальных необходимых вычислительных затратах на борту космического аппарата.

Ключевые слова: сжатие изображений, интерполяция, ресемплинг.

Увеличение числа изображений телевизионной системы навигации и наблюдения (ТСНН), передаваемых в процессе репортажной съёмки при посадке космического аппарата (КА) на Фобос, требует использования на борту КА алгоритмов сжатия. Однако современные методы сжимающего кодирования (как трансформационные, так и построенные на основе предсказателей) требуют нескольких десятков (обычно от ~50 и больше) элементарных арифметических операций на пиксел кодируемого изображения, что значительно превышает ресурсы бортового вычислительного комплекса (БВК), которые могут быть использованы для решения задачи сжатия изображений ТСНН.

Альтернативное решение, предполагающее вместо сжатия уменьшение размеров передаваемых изображений с 1000×1000 до 250×250 пикселей с сохранением динамического диапазона 12 бит с последующим восстановлением до исходных размеров на Земле, приводит к существенному снижению пространственного разрешения изображений. Интерполяционные схемы, используемые для восстановления исходных размеров, приносят в изображение специфические артефакты. Наиболее типичными артефактами являются так называемый «зиппер-эффект», особенно заметный на контрастных наклонных линиях, и эффект Гиббса, проявляющийся в виде ореолов вокруг границ контрастных объектов. Современные авторегрессионные схемы [1] обеспечивают хорошее качество восстановления фотореалистичных изображений при наличии в них регулярных структур и гладких областей с контрастными границами, но в случае шумоподобных изображений приносят в них весьма своеобразные артефакты в виде ложных контуров, что не позволяет использовать подобные схемы для восстановления изображений в решаемой задаче.

В качестве компромиссного решения была предложена гибридная схема предобработки изображений, в которой каждый пиксел промасштабированного изображения, соответствующий исходному блоку 4×4 пиксела, за счёт снижения

динамического диапазона до 10 или до 9 бит дополняется двух- либо трёхбитовым полем, описывающим структуру такого блока. В простейшем случае блок может быть описан либо как «гладкий» (00), либо как содержащий вертикальную (01), горизонтальную (10) или диагональную (11) грани. В случае «граничных» блоков градиент яркости определяется по окружению промасштабированного пиксела.

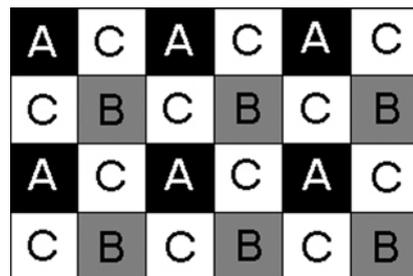


Рис. 1

Процедура восстановления, использующая дополнительные данные, содержащие описание структуры блока, включает три этапа.

На первом по известным пикселям «А» (рис. 1) в четных строках изображения достраиваются недостающие в нечетных строках пиксели «В». При этом используется адаптивная процедура, учитывающая градиент яркости в окрестностях достраиваемого пиксела.

На втором этапе достраиваются пиксели «С», причём при построении используется модифицированная процедура Median Edge Detection [2], которая заключается в следующем.

Для каждого восстанавливаемого пиксела C вычисляются его оценки при проходе соответственно слева-направо, сверху-вниз (C_{lt}), справа-налево, сверху-вниз (C_{rt}), слева-направо, снизу-вверх (C_{lb}) и справа-налево, снизу-вверх (C_{rb}):

$$\hat{C}_{lt} = \begin{cases} \min(N, W), & \text{если } NW \geq \max(N, W), \\ \max(N, W), & \text{если } NW \leq \min(N, W), \\ N + W - NW & \text{— в остальных случаях,} \end{cases}$$

$$\hat{C}_{rt} = \begin{cases} \min(N, E), & \text{если } NE \geq \max(N, E), \\ \max(N, E), & \text{если } NE \leq \min(N, E), \\ N + E - NE & \text{— в остальных случаях,} \end{cases}$$

$$\hat{C}_{lb} = \begin{cases} \min(S, W), & \text{если } SW \geq \max(S, W), \\ \max(S, W), & \text{если } SW \leq \min(S, W), \\ S + W - SW & \text{— в остальных случаях,} \end{cases}$$

$$\hat{C}_{rb} = \begin{cases} \min(S, E), & \text{если } SE \geq \max(S, E), \\ \max(S, E), & \text{если } SE \leq \min(S, E), \\ S + E - SE & \text{— в остальных случаях,} \end{cases}$$

где N , W , S и E — соответственно верхний, левый, нижний и правый пиксели (относительно восстанавливаемого), NW , NE , SW и SE — диагонально расположенные верхний-левый, верхний-правый, нижний-левый и нижний-правый пиксели.

Окончательный выбор между четырьмя оценками пиксела происходит на третьем этапе, при сравнении восстановленного четырёхпиксельного квадратного блока АССВ с описанием структуры, соответствующей этому блоку («гладкий», вертикальная или горизонтальная грань, «диагональный»).

На рис. 2 представлено оригинальное изображение 600×600 пикселей после масштабирования до 300×300 пикселей; на рис. 3 — то же изображение после масштабирования до 150×150 пикселей с последующим восстановлением до 300×300 пикселей с использованием бикубической интерполяции и на рис. 4 с использованием предлагаемого метода. На рис. 5–7 приведены увеличенные фрагменты соответствующих изображений.

На рис. 8 (см. с. 353) представлено оригинальное изображение 1000×1000 пикселей после масштабирования до 500×500 пикселей; на рис. 9 (см. с. 353) — то же изображение после масштабирования до 250×250 пикселей с последующим восстановлением до 500×500 пикселей с использованием предлагаемого метода интерполяции. На рис. 10 (см. с. 353) приведен увеличенный фрагмент центральной части оригинального изображения; на рис. 11 (см. с. 353) — тот же фрагмент, увеличенный с использованием авторегрессионной схемы интерполяции; на рис. 12 (см. с. 353) — с использованием билинейной интерполяции; на рис. 13 (см. с. 353) — с использованием предлагаемого метода.



Рис. 2



Рис. 3



Рис. 4



Рис. 5



Рис. 6



Рис. 7



Рис. 8



Рис. 9



Рис. 10

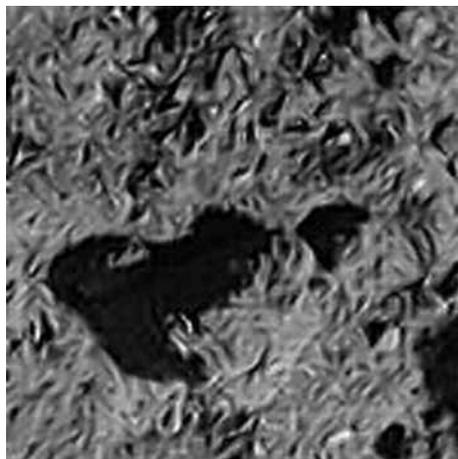


Рис. 11



Рис. 12



Рис. 13

Предложенный подход позволяет заметно повысить визуальное качество восстановленных изображений, в значительной мере избавиться от «зиппер-эффекта» и эффекта Гиббса на контрастных границах, характерного для линейных схем интерполяции. При этом для кодирования каждого пиксела исходного изображения требуются примерно три элементарные арифметические операции.

Литература

1. *Zhang X., Wu X.* Image interpolation by adaptive 2D autoregressive modeling and soft-decision estimation // IEEE Trans. on Image Processing. June 2008. V. 17. N. 6. P. 887–896.
2. *Weinberger J., Seroussi G., Sapiro G.* LOCO-I: A low complexity lossless image compression algorithm // ISO/IEC JTC1/SC29/WG1 document. 1995. N. 203.

COMPRESSION OF IMAGES OBTAINED BY TELEVISION SYSTEM FOR NAVIGATION AND OBSERVATION DURING LANDING ON PHOBOS

I. M. Knizhny

Space Research Institute (IKI RAN), Moscow

The article describes a simple method of preprocessing images transmitted by Television System of Navigation and Observation during the shooting when landing a spacecraft to Phobos. The proposed solution allows to improve the quality of restored image with minimal computational cost required on-board the spacecraft.

Keywords: image compression, interpolation, resampling.

Knizhny Igor Mikhailovich — chief specialist, PhD, E-mail: kim@mx.iki.rssi.ru.

АНАЛИЗ ВИДЕОИЗОБРАЖЕНИЙ И УПРАВЛЕНИЕ МАНИПУЛЯТОРАМИ В ПРОЕКТЕ ФОБОС-ГРУНТ

А. А. Новалов, Р. А. Никитушкин, Л. А. Болдачева

Филиал Федерального государственного унитарного предприятия «Научно-производственное объединение им. С.А. Лавочкина», Калуга

Основной задачей проекта ФОБОС-ГРУНТ является отбор образцов грунта Фобоса и доставка их на Землю. Решение задачи по отбору грунта возможно разными способами, но наиболее предпочтительным следует считать режим работы, когда данные системы технического зрения (СТЗ) обрабатываются бортовым компьютером и полученные координаты точек забора грунта направляются в блок управления манипуляторами. Для этого разработаны эффективные алгоритмы обработки данных СТЗ и управления манипуляторами.

Ключевые слова: робот, манипулятор, матрица, алгоритм, диспаратность, стереобаза.

Введение

Цель миссии космического аппарата (КА) «Фобос-Грунт» — доставка на Землю образцов грунта Фобоса и исследования Фобоса комплексом научной аппаратуры.

В состав современных космических аппаратов (КА) должны входить исполнительные механизмы — роботы (рис. 1), поскольку большая задержка распространения радиосигнала исключает телеуправление в реальном времени. В данной работе описан робот типа «глаз — рука», структурная схема которого представлена на рис. 2 (см. с. 356).

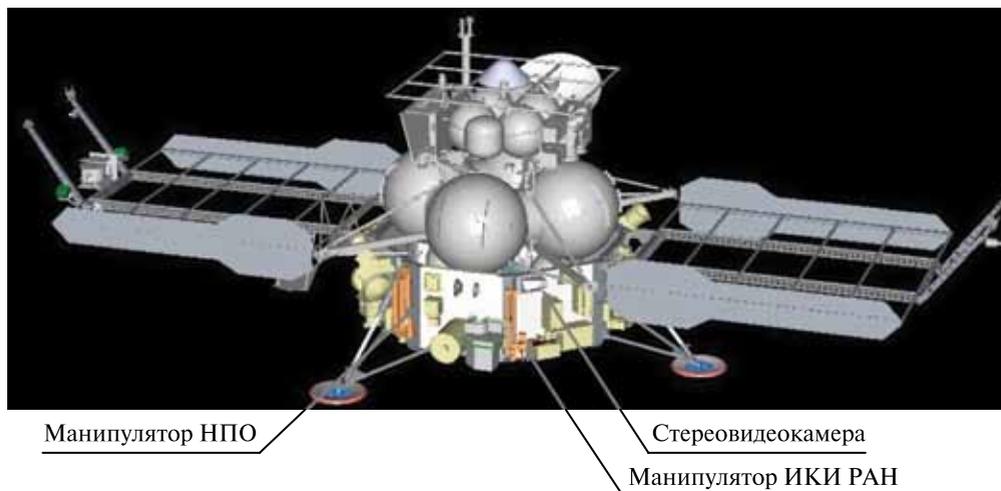


Рис. 1. Общий вид перелетного модуля миссии «Фобос-Грунт»

Новалов Алексей Артемович — начальник отдела, кандидат физико-математических наук, E-mail: akim@rambler.ru.

Никитушкин Роман Анатольевич — инженер-программист, E-mail: iniazij@rambler.ru.

Болдачева Лариса Аркадьевна — ведущий программист, E-mail: boldacheva@kaluga.ru.

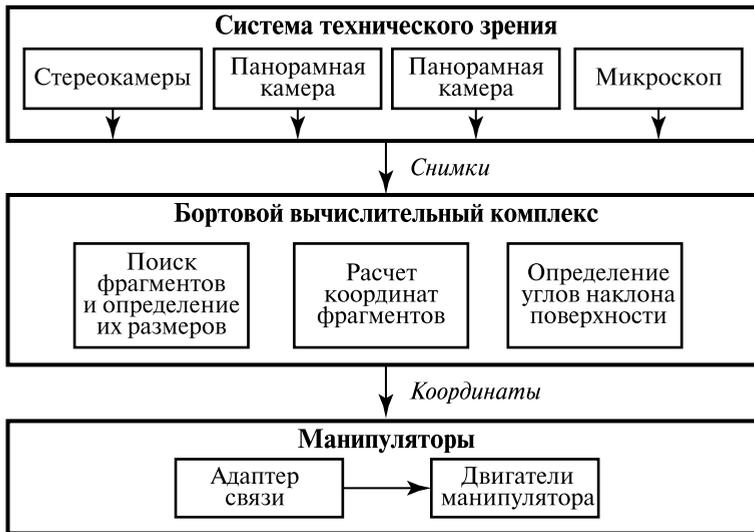


Рис. 2. Схема робота типа «глаз – рука»

ФОТОГРАФИРОВАНИЕ ОБЪЕКТОВ

После посадки на Фобос производится съемка поверхности Фобоса бортовыми видеокамерами (рис. 3.). После получения изображения выдается команда, по которой видеокادر анализируется по схеме (рис. 4, см. с. 357), в результате получают координаты подходящих для отбора объектов.

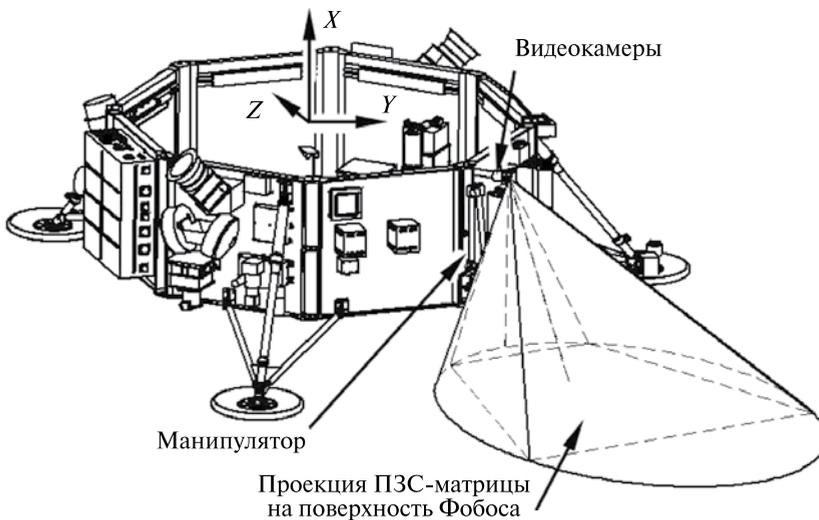


Рис. 3. Схема фотографирования рабочей области



Рис. 4. Алгоритм обработки изображений и управления манипуляторами

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОПТИМАЛЬНОЙ «ВЫДЕРЖКИ»

Условия съемки на Фобосе могут меняться в широких пределах, и для получения качественных снимков нужно определить оптимальное время экспозиции. Делаем несколько снимков с разными «выдержками» T_i в пределах 0...255. Один из них, в качестве примера, показан на рис. 5.

Для каждого снимка строится распределение яркостей пикселей (см. рис. 5б) и определяется средняя яркость по кадру $I_{cp i}$, по полученным данным строится калибровочная кривая в переменных (время экспозиции T , средняя яркость I_{cp}) (рис. 6).

После того как построена калибровочная кривая, распределение яркостей одного из полученных снимков, например рис. 5б, «растягивается» на весь диапазон

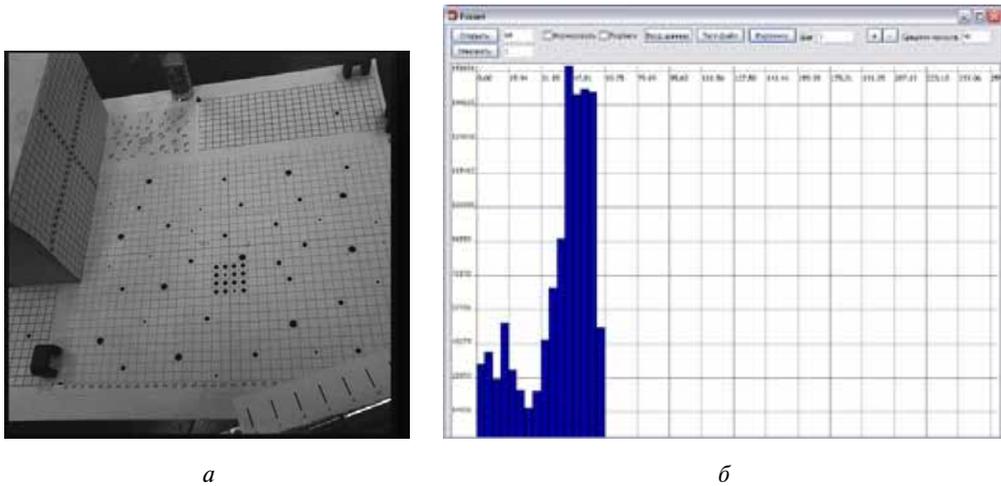


Рис. 5. Исходный кадр: *a* — изображение мира, «выдержка» равна 5; *б* — распределение интенсивностей, средняя интенсивность $I_{cp} = 41$

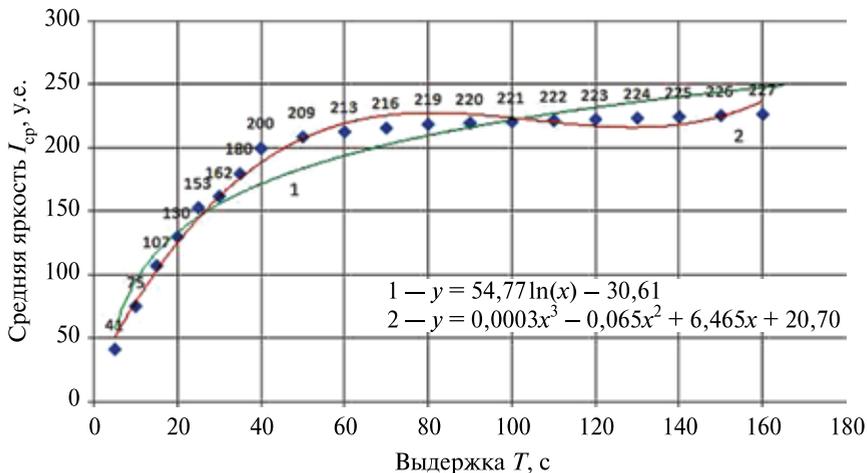


Рис. 6. Калибровочная кривая

изменения экспозиции $T_{\text{эксп}}$. Для этого определяется корректировочный коэффициент $k = 255/I_{\text{гр}}$, где $I_{\text{гр}}$ — граница распределения (см. рис. 5б), на который умножаются значения яркостей каждого пиксела выбранного кадра. Далее определяется значение средней яркости $I_{\text{ср}}$ и по калибровочной кривой (см. рис. 6.) восстанавливается оптимальное значение экспозиции.

Все остальные кадры экспонируются с полученным временем экспозиции. На рис. 7 приводится скорректированный снимок, по средней яркости которого определяется оптимальное время экспозиции $T_{\text{опт}}$.

На рис. 8 представлен результат обработки скорректированного изображения алгоритмом (см. рис. 4.).

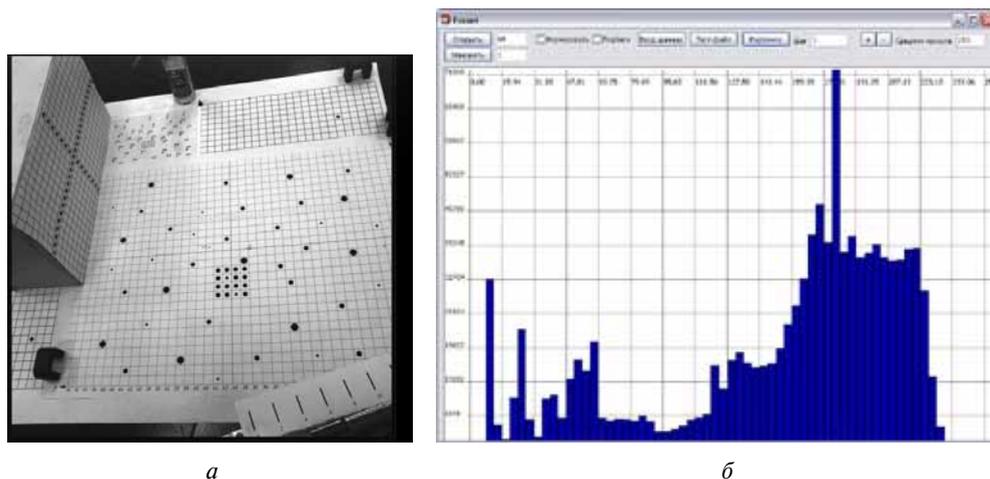


Рис. 7. Скорректированное изображение: *a* — изображение; *б* — распределение интенсивностей, $I_{\text{ср}} = 153$

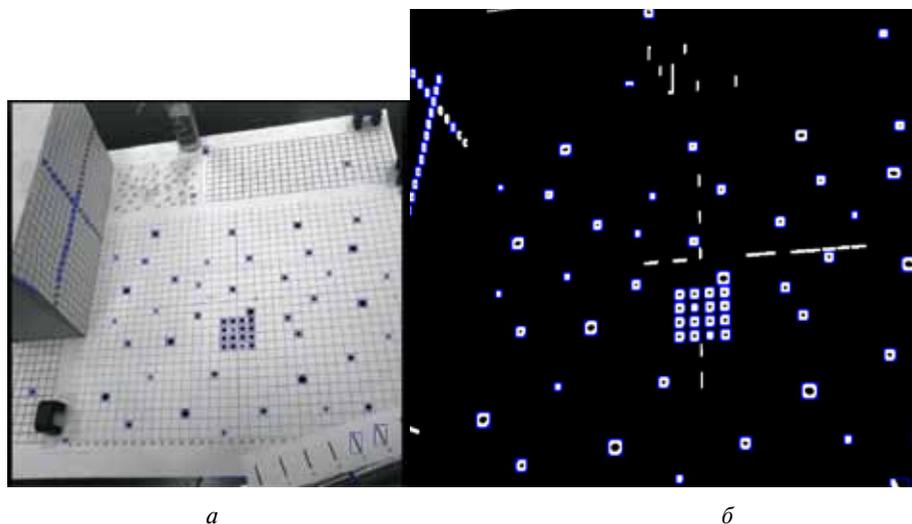


Рис. 8. Результат обработки скорректированного изображения: *a* — выделенные объекты на изображении; *б* — бинарное изображение с выделенными контурами объектов

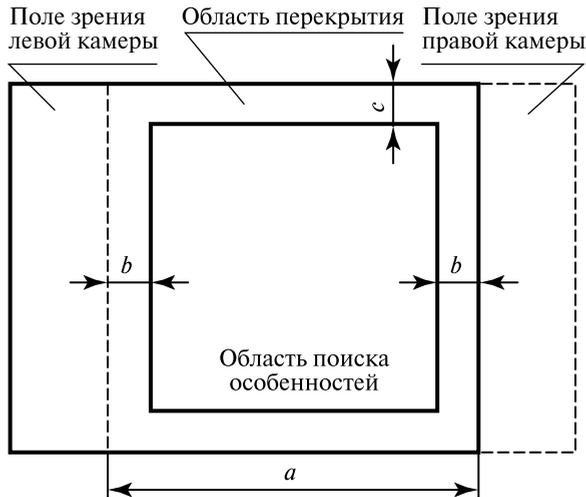


Рис. 9. Область перекрытия полей зрения левой и правой камер

Для эффективной обработки кадров определяется область перекрытия левой и правой видеокамер (рис. 9).

Ширина области перекрытия рассчитывается по формуле

$$a = N - b_s \frac{f}{h} \frac{1}{s_m},$$

где N — число пикселей матрицы по горизонтали (1024); b_s — стереобазис (задается); f — фокусное расстояние объективов (задается); h — прогнозируемое расстояние до объекта съемки (задается); s_m — шаг пикселей матрицы.

Далее область перекрытия обрабатывается в соответствии с алгоритмом (см. рис. 4). Подробное описание алгоритма можно найти в работе (Болдачева и др., 2009).

Определение размеров объекта съемки происходит следующим образом. В массиве, в котором записаны координаты пикселей контура объекта, вычисляются максимальные и минимальные значения координат X и Y . По полученным данным строится прямоугольник со сторонами a и b , тогда и величина диаметра фрагмента определяется по формуле

$$D = \sqrt{a^2 + b^2},$$

где $a = X_{\max} - X_{\min}$, $b = Y_{\max} - Y_{\min}$.

Координаты центра объекта определяются по формулам:

$$X = \min X + \frac{\max X - \min X}{2}, \quad Y = \min Y + \frac{\max Y - \min Y}{2}.$$

Результаты работы алгоритма (см. рис. 4) приведены на рис. 10–12 (см. с. 361).

Возможности бортового вычислительного комплекса ограничены, поэтому для обработки полного кадра размером 1000×1000 пикселей он разбивается на полосы шириной $W = 1000$ пикселей и высотой $H = 100$ пикселей.

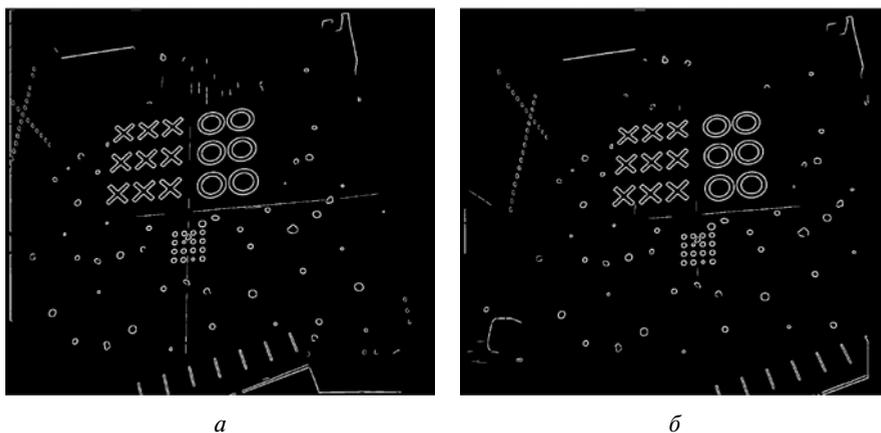


Рис. 10. Обработанный снимок мира: *а* — левый кадр; *б* — правый кадр

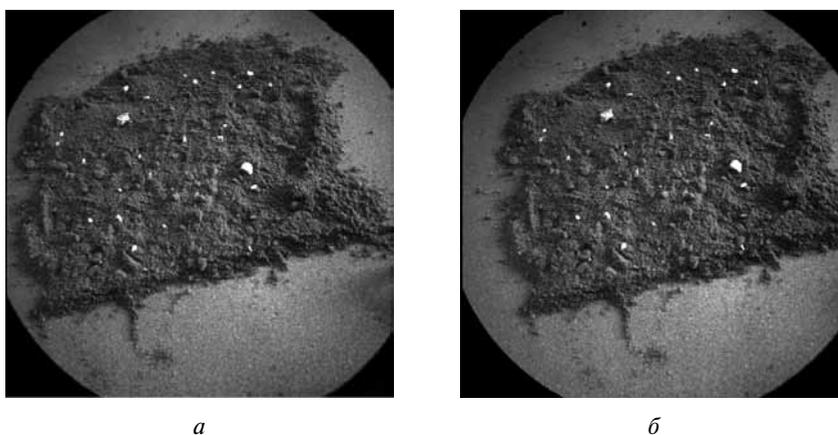


Рис. 11. Фотография грунта: *а* — левый кадр; *б* — правый кадр

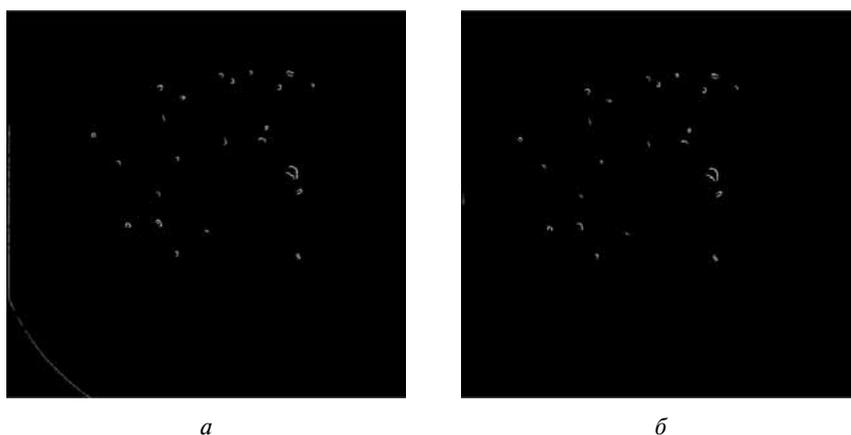


Рис. 12. Бинарное изображение рис. 11: *а* — левый кадр; *б* — правый кадр

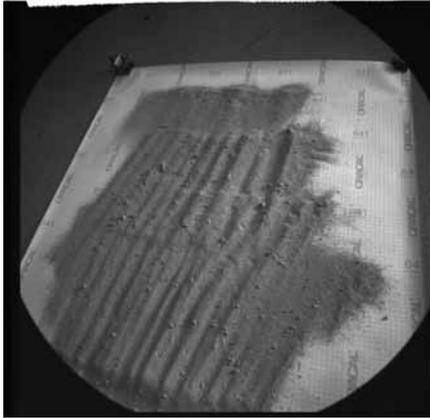


Рис. 13. Исходное изображение

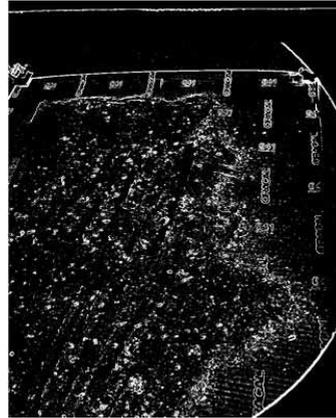


Рис. 14. Обработка полосами

Каждая из полос обрабатывается как отдельное изображение градиентным методом, после чего определяются пиксельные координаты объектов (рис. 13, 14).

ОПРЕДЕЛЕНИЕ РАССТОЯНИЯ ДО ЦЕНТРОВ ОБЪЕКТОВ (ПО ОДНОМУ КАДРУ)

Если известны пиксельные координаты центра объекта, размер ПЗС-матрицы, координаты оптического центра объектива, угол зрения объектива, то определение расстояния от оптического центра объектива до объекта на поверхности сводится к следующему.

Зададим систему координат (СК) XYZ , связанную с космическим аппаратом, и СК $X_1Y_1Z_1$, связанную с камерой. Поверхность Фобоса считаем плоской и с этой плоскостью Q свяжем СК $X_2Y_2Z_2$, (рис. 15а, б).

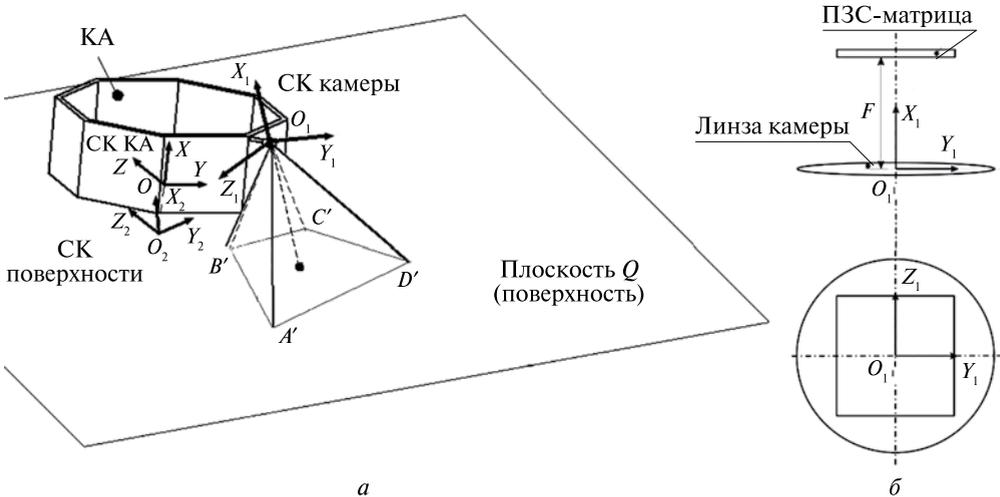


Рис. 15. Схема определения расстояний до объектов: а — системы координат КА; б — положение оптического центра

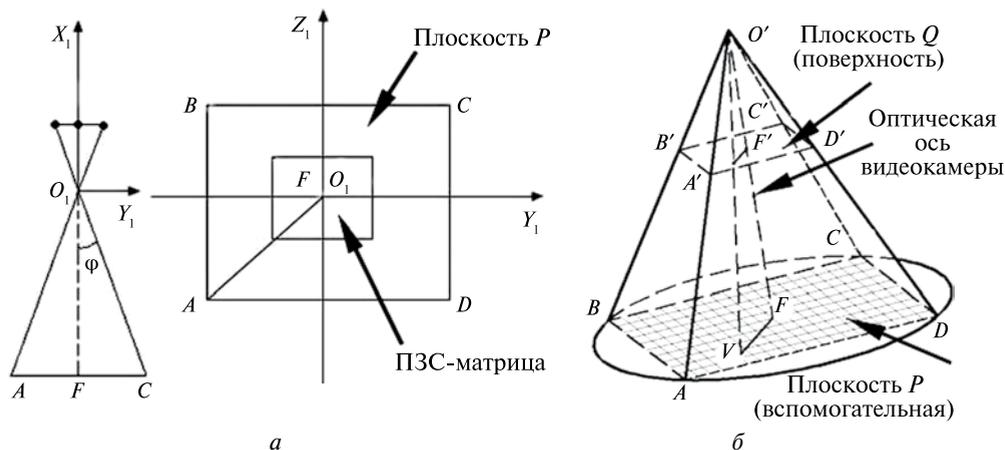


Рис. 16. Проекция изображения на плоскости P и Q : определение координат $ABCD$ (а); определение пиксела ПЗС-матрицы (точка V) (б)

Точка V — центр (i, j) объекта (рис. 16). Определим координаты точки V в системе $X_1Y_1Z_1$. Рассмотрим рис. 16.

Зная угол зрения камеры $2*\phi$ и расстояние O_1F , найдем координаты вершин квадрата $ABCD$ в системе координат $X_1Y_1Z_1$. Координаты точки A в системе $X_1Y_1Z_1$:

$$Y_{1A} = -\sqrt{\frac{AF^2}{2}} = -\sqrt{\frac{(O_1F \cdot \text{tg}\phi)^2}{2}}, \quad X_{1A} = -O_1F, \quad Z_{1A} = -\sqrt{\frac{AF^2}{2}} = -\sqrt{\frac{(O_1F \cdot \text{tg}\phi)^2}{2}}.$$

Координаты точек B, C, D определяются аналогично. Так как $AB = BC = CD = DA = 2|Z_{1A}|$, а размер ПЗС-матрицы 1000×1000 пикселей, то проекция одного пиксела на плоскость Q равна:

$$n = \frac{2|Z_{1A}|}{1000} = \frac{|Z_{1A}|}{500}.$$

Отсюда найдем координаты точки $V(x_{1V}, y_{1V}, z_{1V})$ в системе координат $X_1Y_1Z_1$:

$$y_{1V} = in - 500n - \frac{n}{2}, \quad z_{1V} = jn - 500n - \frac{n}{2}, \quad x_{1V} = -O_1F,$$

где i и j — номера столбца и строки ПЗС-матрицы, определяющие положение пиксела, являющегося центром объекта на изображении.

Определим координаты точки $V(x_V, y_V, z_V)$ в системе координат, связанной с КА.

Через точки $O_1(x_{10}, y_{10}, z_{10})$ и $V(x_V, y_V, z_V)$ (см. рис. 16) проведем прямую. Уравнения прямой O_1V имеют вид:

$$\begin{aligned} x &= (x_V - x_{10})t + x_{10}, \\ y &= (y_V - y_{10})t + y_{10}, \\ z &= (z_V - z_{10})t + z_{10}. \end{aligned}$$

Подставляя x, y, z в уравнение плоскости Q поверхности Фобоса и решая его относительно t , найдем значение параметра t . Подставляя значение t в параметрические уравнения прямой, определим координаты точки пересечения прямой O_1V и плоскости Q в системе координат $XYZ (V'(x'_v, y'_v, z'_v))$. Тогда длина прямой O_1V' (расстояние от оптического центра O_1 до объекта на поверхности Фобоса) будет:

$$O_1V' = \sqrt{(x_{10} - x_{v'})^2 + (y_{10} - y_{v'})^2 + (z_{10} - z_{v'})^2}.$$

Подробнее определение расстояния O_1V' рассмотрено в работе (Болдачева и др., 2010).

ОПРЕДЕЛЕНИЕ КООРДИНАТ ЦЕНТРОВ ФРАГМЕНТОВ В СИСТЕМЕ КООРДИНАТ ВИДЕОКАМЕР. МЕТОД ТРИАНГУЛЯЦИИ

Точка в пространстве находится как пересечение двух лучей (рис. 17): O_1A_1 и O_2A_2 . В общем случае лучи не пересекаются, поэтому необходимо определить общий перпендикуляр к лучам и найти среднюю точку A . Координаты точек P_a и P_b будут:

$$P_a = A_2 + mu_a(O_2 - A_2), \quad P_b = A_1 + mu_b(O_1 - A_1),$$

где mu_a и mu_b — коэффициенты, формулы расчета которых приведены ниже.

Кратчайшее расстояние между лучами есть отрезок, перпендикулярный к этим линиям. Отсюда следует:

$$(P_a - P_b) \cdot (O_2 - A_2) = 0,$$

$$(P_a - P_b) \cdot (O_1 - A_1) = 0,$$

$$(A_2 - A_1 + mu_a(O_2 - A_2) - mu_b(O_1 - A_1)) \cdot (O_2 - A_2) = 0,$$

$$(A_2 - A_1 + mu_a(O_2 - A_2) - mu_b(O_1 - A_1)) \cdot (O_1 - A_1) = 0,$$

$$d_{A_2A_1O_2A_2} + mu_a d_{O_2A_2O_2A_2} - mu_b d_{O_1A_1O_2A_2} = 0,$$

$$d_{A_2A_1O_1A_1} + mu_a d_{O_1A_1O_2A_2} - mu_b d_{O_1A_1O_1A_1} = 0,$$

где в общем виде $d_{mnop} = (x_m - x_n)(x_o - x_p) + (y_m - y_n)(y_o - y_p) + (z_m - z_n)(z_o - z_p)$.

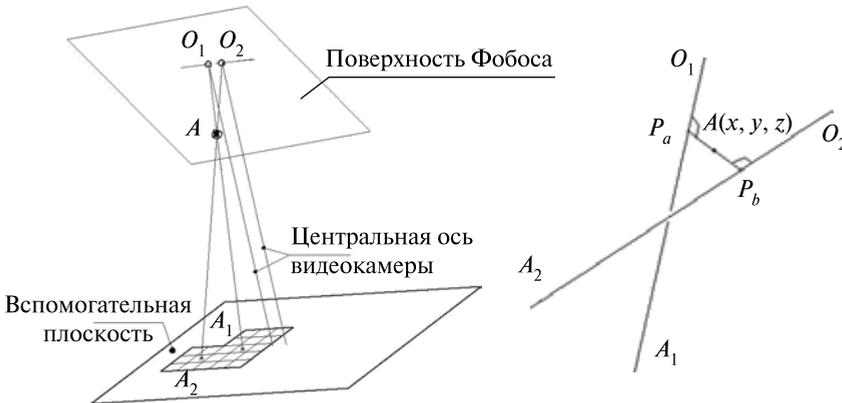


Рис. 17. Геометрическая схема метода триангуляции

Окончательное решение для коэффициента mu_a :

$$mu_a = \frac{\left(d_{A_2A_1O_1A_1} d_{O_1A_1O_2A_2} - d_{A_2A_1O_2A_2} d_{O_1A_1O_1A_1} \right)}{\left(d_{O_2A_2O_2A_2} d_{O_1A_1O_1A_1} - d_{O_1A_1O_2A_2} d_{O_1A_1O_2A_2} \right)}.$$

Решение для коэффициента mu_b :

$$mu_b = \frac{\left(d_{A_2A_1O_1A_1} + mu_a d_{O_1A_1O_2A_2} \right)}{d_{O_1A_1O_1A_1}}$$

Подставляя найденные величины в уравнения прямых O_1A_1 , O_2A_2 , определим координаты точек $P_a(x_a, y_a, z_a)$ и $P_b(x_b, y_b, z_b)$, по которым находим координаты средней точки:

$$x_A = \frac{x_b + x_a}{2}, y_A = \frac{y_b + y_a}{2}, z_A = \frac{z_b + z_a}{2}.$$

Полученные координаты центров фрагментов на поверхности Фобоса переводятся в систему координат манипуляторов. Затем решается обратная задача кинематики, т. е. по известным координатам центра фрагмента определяются углы между звеньями манипуляторов. Эта задача решается методом Денавита – Хартенберга (Шахинтур, 1990).

Смысл представления метода Денавита – Хартенберга состоит в формировании однородной матрицы преобразования, имеющей размерность 4×4 и описывающей положение системы координат предыдущего звена (рис. 18.). Это дает возможность последовательно преобразовывать координаты схвата манипулятора из системы отсчета, связанной с последним звеном, в базовую систему отсчета, связанную с точкой крепления манипулятора.

Каждая система координат формируется на основе следующих трех правил:

- 1) ось z_{i-1} направлена вдоль оси i -го сочленения;
- 2) ось x_i перпендикулярна оси z_{i-1} и направлена от нее;
- 3) ось y_i дополняет оси x_i, z_i до правой декартовой системы координат.

На рис. 18 приняты следующие условные обозначения: a — угол между положительным направлением оси OX системы координат КА и проекцией прямой,

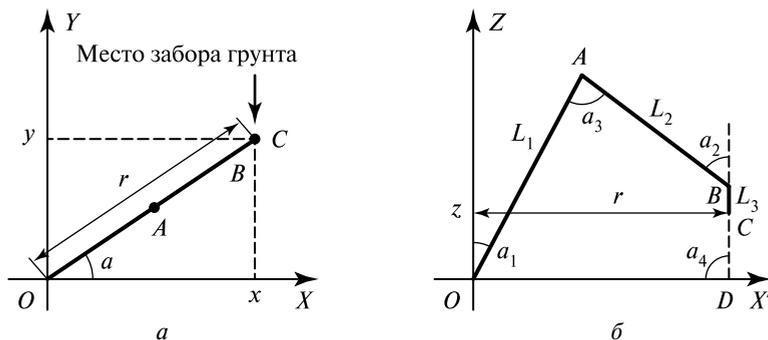


Рис. 18. Кинематическая схема манипулятора:
 a — определение угла a , b — определение углов a_1, a_2, a_3

проходящей через точку крепления манипулятора и точку вывода, на плоскость OXY ; a_1, a_2, a_3 — углы между звеньями манипулятора; x, y, z — координаты точки вывода; L_1, L_2, L_3 — длина первого, второго и третьего звеньев манипулятора соответственно.

Подробное описание метода можно найти в работе (Болдачева и др., 2009). Приведем лишь общую матрицу поворота, которая является произведением четырех матриц:

$$T = A_1 \cdot A_2 \cdot A_3 \cdot A_4,$$

где A_1 — матрица поворота на угол a_1 ; A_2 — матрица сдвига вдоль первого звена L_1 ; A_3 — матрица поворота на угол a_2 ; A_4 — матрица сдвига вдоль второго звена L_2 :

$$\begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \\ 1 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos(a_1) & 0 & -\sin(a_1) & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ \sin(a_1) & 0 & \cos(a_1) & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 & L_1 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos(a_3) & 0 & -\sin(a_3) & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ \sin(a_3) & 0 & \cos(a_3) & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \times \\ \times \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 & L_2 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} L_2 \cdot (\cos(a_1) \cdot \cos(a_3) - \sin(a_1) \cdot \sin(a_3)) + L_1 \cdot \cos(a_1) \\ 0 \\ L_2 \cdot (\cos(a_1) \cdot \sin(a_3) - \cos(a_3) \cdot \sin(a_1)) + L_1 \cdot \sin(a_1) \\ 1 \end{pmatrix}, \\ \sin(a_1) = \sqrt{1 - \cos(a_1)^2}, \\ \sin(a_3) = \sqrt{1 - \cos(a_3)^2}.$$

После решения обратной задачи кинематики определяется количество шагов, на которое должны повернуться двигатели, для вывода грунтозаборников в заданные точки.

Заключение

В процессе забора грунта адаптивный робот типа «глаз — рука» в месте посадки делает несколько снимков поверхности, производит обработку полученных изображений, результатом которой является калибровочная кривая «время экспозиции — средняя интенсивность», определяющая оптимальное время экспозиции для текущих условий освещенности. Последующие снимки производятся с определенным временем экспозиции. Полученные кадры обрабатываются полосками шириной 100 пикселей. Результатом обработки являются координаты фрагментов породы Фобоса в заданном интервале их диаметров. Далее грунтозаборники манипуляторов выводятся в заданные точки и производят отбор образцов. На каждом шаге бортовой вычислительный комплекс отслеживает возникающие ошибки и вводит соответствующие поправки в блок управления манипуляторами — контроллер. Экспериментальная проверка алгоритмов обработки изображений и управления манипуляторами показала высокую эффективность и надежность программ выделения фрагментов и выведения грунтозаборников в заданные точки поверхности.

Мы выражаем благодарность Жукову Б.С. (канд. физ.-мат. наук, ИКИ РАН) за предоставленные снимки. Также выражаем особую благодарность за помощь в написании программ инженерам-программистам Кирюнину С.В., Мосину В.В., Куравской В.Э.

Литература

- Аванесов Г.А., Железнов М.М., Жуков Б.С., Краснопецева Е.Б.* (2006) Анализ задач и условий телевизионных наблюдений Фобоса и Марса с КА «Фобос-Грунт»: Препринт ИКИ РАН. Пр-2128. М.: ИКИ РАН, 2006.
- Аванесов Г.А., Жуков Б.С., Зиман Я.Л.* и др. (1994) Телевизионные исследования Фобоса. М.: Наука, 1994. 167 с.
- Болдачева Л.А., Никитушкин Р.А., Новалов А.А.* и др. (2009) Компьютерный анализ телевизионных изображений поверхности Фобоса // *Соврем. проблемы определения ориентации и навигации космич. аппаратов: сб. тр. Всерос. научно-технич. конф. Россия, Таруса, 22–25 сент. 2008.* М.: ИКИ РАН, 2009. С. 329–341 (Сер. «Механика, управление и информатика»).
- Болдачева Л.А., Никитушкин Р.А., Новалов А.А.* и др. (2010) Определение параметров матрицы поворота методом Монте-Карло при обработке видеоизображений Фобоса // *Вестн. ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина.* 2010. № 2. С. 40.
- Бондаренко А.В., Докучаев И.В., Кораблев О.И.* и др. (2009) Телевизионные системы манипуляторного комплекса проекта «Фобос-Грунт» // *Соврем. проблемы определения ориентации и навигации космич. аппаратов: сб. тр. Всерос. научно-технич. конф. Россия, Таруса, 22–25 сент. 2008.* М.: ИКИ РАН, 2009. С. 314–323 (Сер. «Механика, управление и информатика»).
- Гонсалес Р., Вудс Р.* (2005) Цифровая обработка изображений. М.: Техносфера, 2005. С. 56–64.
- Невенчаная Т.О., Павловский В.Е., Пономарева Е.В.* (2003) Концепция комплексного расчета механизмов: от расчетной схемы — до вопросов прочности: Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша РАН. М.: ИПМ РАН, 2003.
- Порев В.* (2006) Компьютерная графика. СПб.: БХВ-Петербург, 2006. С. 63–75.
- Прэнт У.* (1982) Цифровая обработка изображений. М.: Мир, 1982. С. 318–355.
- Роджерс Д., Адамс Дж.* (2001) Математические основы машинной графики. М.: Машиностроение, 2001. С. 76–79.
- Хорн Б.К.* (1989) Зрение роботов. М.: Мир, 1989. С. 487.
- Шахинтур М.* (1990) Курс робототехники. М.: Мир, 1990. С. 106–158.

THE ANALYSIS OF VIDEO IMAGES AND MANIPULATORS CONTROLLING OF THE PHOBOS-GRUNT PROJECT

A. A. Novalov, R. A. Nikitushkin, L. A. Boldacheva

Lavochkin Association Affiliate at Kaluga, Russia

The main task of the Phobos-Grunt project is sampling soil from Phobos and sending it to the Earth. There are several methods of sampling soil from Phobos, but the most preferable is using on-board computer for vision system data operating and transmitting coordinates of sampling soil points to handlers control units. The effective algorithms of vision systems data computing and handlers controlling were developed for it.

Keywords: robot, handler, matrix, algorithm, disparity, stereobase.

Novalov A.A. — head of department, PhD, E-mail: akim@rambler.ru.

Nikitushkin R.A. — part-programming engineer, E-mail: iniziadzij@rambler.ru.

Boldacheva L.A. — programming supervisor, E-mail: boldacheva@kaluga.ru.

ОБНАРУЖЕНИЕ ДВИЖУЩИХСЯ ОБЪЕКТОВ НА ИЗОБРАЖЕНИЯХ, ПОЛУЧЕННЫХ СО СПУТНИКА «РЕСУРС-ДК1»

Б. А. Алпатов¹, П. В. Бабаян¹, Л. Н. Костяшкин², О. В. Павлов²,
Ю. Н. Романов²

¹ Государственное образовательное учреждение высшего профессионального образования Рязанский государственный радиотехнический университет (ГОУВПО РГРТУ), Рязань

² Федеральное государственное унитарное предприятие Государственный Рязанский приборный завод (ФГУП ГРПЗ), Рязань

Рассмотрена задача обнаружения и оценивания параметров движущихся объектов, таких как автомобили, самолеты, вертолеты, суда, при наблюдении поверхности Земли с помощью оптико-электронной аппаратуры спутника «Ресурс-ДК1». Представлен многоэтапный алгоритм решения задачи, который может быть использован в системах обработки и анализа изображений реального времени.

Работа проводилась при финансовой поддержке Министерства образования и науки РФ (госконтракт № 02.740.11.0002).

Ключевые слова: изображение, обнаружение, оценивание параметров, дистанционное зондирование.

Одной из актуальных задач обработки и анализа космических изображений является обнаружение и оценка параметров движущихся и неподвижных объектов, наблюдаемых с борта космического аппарата. Примерами характерных объектов могут служить самолёты, вертолёт, автотранспорт, суда, другие космические аппараты, метеориты. Особый интерес представляет разработка методов решения данной задачи, ориентированных на использование в реальном масштабе времени (Алпатов и др., 2008). В статье рассмотрен один из подходов к обнаружению и оценке параметров движущихся объектов при наблюдении земной поверхности с помощью аппаратуры спутника «Ресурс-ДК1».

Как правило, при решении задач, связанных с анализом изображений движущихся объектов, используются последовательности изображений, полученные с помощью датчиков **растрового** типа, однако оптико-электронная аппаратура спутника «Ресурс-ДК1» изначально не ориентирована на **растровый** принцип съёмки. В то же время, используя некоторые специфические особенности оборудования спутника, можно получить пары снимков, подходящие для решения задач обнаружения и оценки параметров движущихся объектов. Основу оптико-электронного комплекса спутника составляют три оптико-электронных преобразователя

Алпатов Борис Алексеевич — заведующий кафедрой автоматике и информационных технологий в управлении, доктор технических наук, профессор, E-mail: aitu@rgta.ryazan.ru.

Бабаян Павел Варганович — начальник научной лаборатории кафедры автоматике и информационных технологий в управлении, кандидат технических наук, E-mail: aitu@rgta.ryazan.ru.

Костяшкин Леонид Николаевич — директор — главный конструктор Научно-конструкторского центра видеоконьютерных технологий, кандидат технических наук, доцент, E-mail: hunter-zn@yandex.ru.

Павлов Олег Вячеславович — начальник лаборатории, E-mail: hunter-zn@yandex.ru.

Романов Юрий Николаевич — заместитель директора Научно-конструкторского центра видеоконьютерных технологий, E-mail: hunter-zn@yandex.ru, тел. 8-4912-21-83-80.

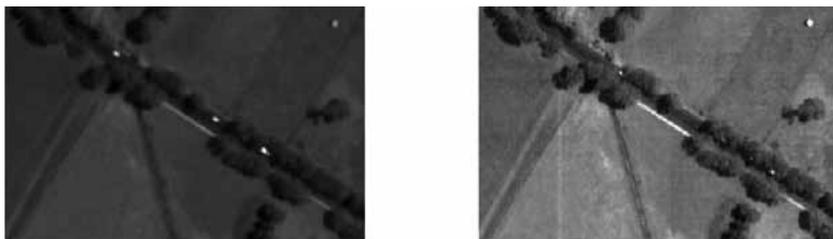


Рис. 1. Фрагменты изображений, полученных с помощью спутника «Ресурс-ДК1». Выполнена компенсация геометрических деформаций

(ОЭП), два из которых с помощью светофильтров могут быть ориентированы на получение изображений в различных оптических диапазонах. При этом они могут быть настроены на получение изображений в одном и том же оптическом диапазоне 0,58...0,8 мкм. Оптические оси ОЭП спутника не параллельны, и формирование изображений одного и того же участка местности в них происходит с промежутком около 1,7 с. Пример пары таких изображений приведён на рис. 1. Для выделения объектов на изображениях данного типа могут быть применены известные методы пространственно-временной фильтрации изображений. Однако полученные пары изображений обладают рядом особенностей, связанных с типом используемого оптико-электронного оборудования, а также с условиями космической съёмки. Среди основных особенностей выделим следующие:

- различие статистических характеристик изображений, вызванное различием чувствительности оптико-электронных датчиков;
- наличие геометрических преобразований, связанных с различной ориентацией датчиков; среди трансформаций преобладают плоскостные деформации типа смещений и поворотов;
- различие пространственно-спектральных характеристик изображений, вызванное различием частотно-контрастных характеристик датчиков;
- наличие в изображении интенсивного мультипликативного и аддитивного шума;
- возможность предварительной оценки геометрических характеристик объектов, подлежащих обнаружению.

Эти особенности приводят к необходимости использования многоэтапных процедур анализа изображений. Основные этапы этого анализа с целью обнаружения и оценки параметров объектов представлены на рис. 2 (см. с. 370).

Остановимся на отдельных этапах анализа изображений.

На этапе **юстировки изображений** осуществляется геометрическая коррекция одного изображения с целью установления соответствия точек обоих изображений. Для решения этой задачи используются методы на основе выбора опорных элементов (Стротов, 2009). **Выравнивание статистических характеристик** изображений достигается приведением изображений к одинаковым уровням дисперсии и средней яркости. Этап может быть реализован путём применения широко известных линейных преобразований яркости.

Для получения **оценки фонового изображения** в каждой точке вычисляется среднее значение яркостей изображений, сформированных ОЭП. Пусть $I_1(i, j)$,



Рис. 2. Основные этапы обработки изображений с целью автоматического обнаружения и оценки параметров объектов

$l_2(i, j)$ — изображения, полученные с ОЭП, тогда оценка фонового изображения $\hat{g}(i, j)$ определяется соотношением

$$\hat{g}(i, j) = \frac{l_1(i, j) + l_2(i, j)}{2}. \quad (1)$$

Рассмотрим задачу **выделения объектов** на юстированных изображениях, подвергнутых яркостной коррекции. Так как юстировка изображений всегда проводится с некоторой конечной точностью, полученные изображения, несомненно, будут содержать случайные геометрические искажения, вызванные неточностью модели геометрических преобразований, а также случайными факторами. Для выделения объектов на таких изображениях целесообразно использовать подходы, учитывающие статистические характеристики ошибок коррекции геометрических искажений (Алпатов, Бабаян, 2006). Пусть получены оценки параметров евклидова преобразования изображения $(\hat{\alpha}, \hat{\beta}, \hat{\phi})$, плотность распределения ошибки оценивания является гауссовой, а ошибки оценивания не зависимы.

Используя методы теории статистических решений, можно получить следующее правило принятия решения о наличии объекта в точке (x_0, y_0) для изображения $l_k(i, j)$, $k \in \{0; 1\}$:

$$\hat{r}_k(i, j) = \begin{cases} 1, & \text{если } |\hat{g}(i, j) - l_k(i, j)| > d(p_-) \sqrt{D(i, j)}; \\ 0, & \text{в противном случае,} \end{cases} \quad (2)$$

где

$$D(i, j) = \left[\nabla \hat{g}(i, j) \begin{pmatrix} c_x \\ c_y \end{pmatrix} \right]^2 \sigma_\phi^2 + |\nabla \hat{g}(i, j)|^2 (\sigma_{\alpha\beta}^2 + \sigma_z^2) + \sigma_\xi^2, \quad (3)$$

$\sigma_{\alpha\beta}^2$ — дисперсия оценки смещения; σ_ϕ^2 — дисперсия оценки угла поворота; p_- — заданное значение вероятности ложных тревог; $d(p_-)$ — полуширина доверительного интервала с уровнем значимости p_- для нормированной гауссовой случайной величины; $\begin{pmatrix} c_x \\ c_y \end{pmatrix}$ — радиус-вектор, направленный из центра поворота изображения в

точку (i, j) ; $\hat{r}_k(i, j)$ — бинарные изображения, являющиеся результатом выделения объектов; $\nabla \hat{g}(i, j)$ — градиент оценки фонового изображения.

Разметка и параметризация изображений — это этап обработки бинарных изображений $\hat{r}_1(i, j)$ и $\hat{r}_2(i, j)$, в результате которого получаются списки связных областей (сегментов) каждого бинарного изображения. В списке для каждого сегмента содержатся такие параметры как координаты центра, длины и ориентация полуосей описанного вокруг сегмента эллипса. Известны различные алгоритмы разметки и параметризации, среди которых можно выделить быстродействующий алгоритм из работы (Степаншин, Хлудов, 1989). Полученные списки описывают границы выделенных объектов.

Основная цель этапа **анализа траекторий** движения объектов — сопоставить сегменты бинарных изображений $\hat{r}_1(i, j)$ и $\hat{r}_2(i, j)$ и найти сегменты, соответствующие друг другу. Одним из наиболее эффективных подходов является алгоритм, основанный на анализе структуры двудольного графа. Рассмотрим этот алгоритм в варианте, адаптированном для обработки изображений, полученных со спутника «Ресурс-ДК1».

Пусть A — множество сегментов изображения $\hat{r}_1(i, j)$, B — множество сегментов изображения $\hat{r}_2(i, j)$. Будем исходить из предположения, что за время, прошедшее между кадрами, объединение или разделение объектов невозможно. Соответствие между сегментами $a_m \in A$ и $b_n \in B$ можно описать в виде двудольного графа G . Дуги графа означают, что сегмент, находящийся в левой доле графа, соответствует сегменту в правой доле графа, соединённому с ним дугой. Этот граф назовём траекторным графом. Веса дуг графа выбираются равными некоторой мере сходства сегментов. Целесообразно использовать следующую меру сходства:

$$F_{mn} = d_{mn} + K(\varphi_{mn} + \psi_{mn}), \quad (4)$$

где d_{mn} — расстояние между сегментами a_m и b_n ; φ_{mn} — угол между ориентацией главной оси сегмента a_m и отрезком, соединяющим сегменты a_m и b_n ; ψ_{mn} — угол между ориентацией сегмента главной оси сегмента b_n и отрезком, соединяющим сегменты; K — весовой коэффициент учёта ориентации сегментов.

В результате обработки полученного графа он разбивается на подграфы, каждый из которых состоит либо из одной вершины, либо из двух вершин, соединённых дугой. Рекурсивный алгоритм разбиения графа на такие подграфы приведен на рис. 3 (см. с. 372). Поясним суть этапа, обозначенного как «оценивание параметров объекта». Если полученная связная компонента содержит две вершины, то по параметрам соответствующих сегментов можно оценить скорость движения объекта, его размеры и текущую ориентацию. Если подграф содержит одну вершину из множества A , принимается решение о потере объекта. Если в подграфе имеется одна вершина из множества B , значит, найден новый объект.

Пример решения задачи обнаружения объектов с использованием описанного подхода приведён на рис. 4 (см. с. 372). Одинаковыми цифрами отмечены соответствующие изображения объектов. Представлен результат выделения автомобилей, движущихся по дороге.

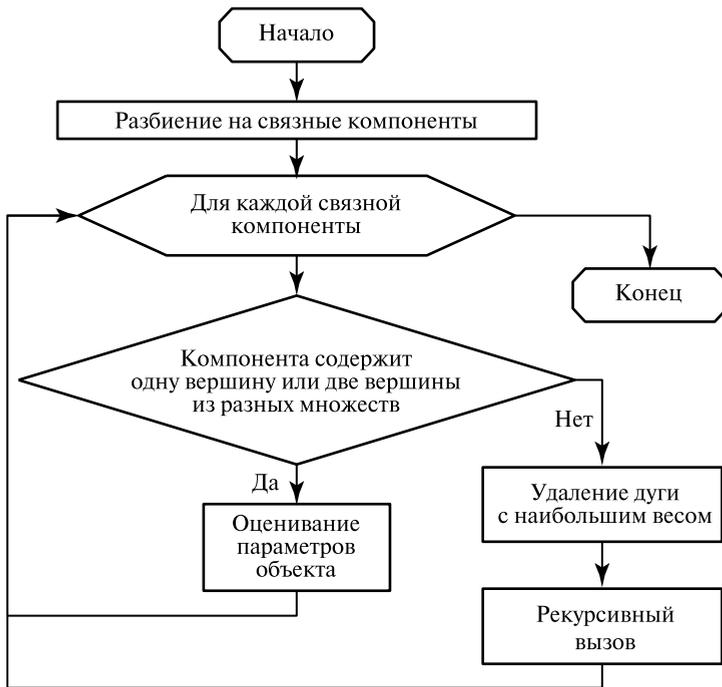


Рис. 3. Алгоритм обработки двудольного графа

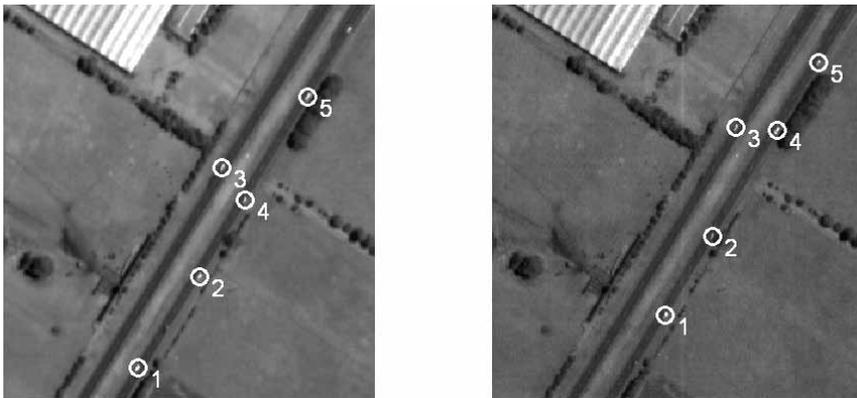


Рис. 4. Выделение движущихся объектов при наблюдении из космоса с помощью аппаратуры спутника «Ресурс-ДК1»

В целом результаты качественного анализа показывают способность алгоритма надёжно обнаруживать, выделять и оценивать параметры наблюдаемых объектов в широком диапазоне условий наблюдения. Вычислительная сложность предлагаемого подхода невысока, что открывает возможности его использования в системах реального времени. Следует отметить, что результаты исследований могут быть применены при создании систем обработки изображений, полученных со спутников «Метеор-М», «Ресурс-П».

Литература

- Алпатов Б. А., Бабаян П. В., Балашов О. Е., Степашкин А. И. Методы автоматического обнаружения и сопровождения объектов. Обработка изображений и управление. М.: Радиотехника, 2008. 176 с.
- Алпатов Б. А., Бабаян П. В. Методы обработки и анализа изображений в бортовых системах обнаружения и сопровождения объектов // Цифровая обработка сигналов. 2006. № 2. С. 45–51.
- Стротов В. В. Выбор опорных участков в многоэтalonном алгоритме определения параметров геометрических преобразований изображений // Вестн. Рязанского гос. радиотехнич. ун-та. № 2(28). Рязань: РГРУ, 2009. С. 93–96.
- Степашкин А. И., Хлудов С. Ю. Выделение и параметризация связных областей двумерного изображения // Обработка информации в системах управления: Межвузовский сб. науч. тр. Рязань: РРТИ, 1989. С. 28–33.

DETECTION OF THE OBJECTS ON THE IMAGES OBTAINED FROM THE RESURS-DK1 SATELLITE

B. A. Alpatov¹, P. V. Babayan¹, L. N. Kostyashkin², O. V. Pavlov², Y. N. Romanov²

¹ Ryazan State Radio Engineering University, Ryazan

² Ryazan State Instrument-making Enterprise, Ryazan

This paper is dedicated to the task of object detection and parameters estimation in images obtained from Resurs-DK1 satellite. The objects of interest are ground vehicles, plains, helicopters and ships. The multi-stage approach to the object detection and parameters estimation is described. The approach aimed to be used in real-time image processing and analysis systems.

Keywords: image, detection, parameter estimation, remote sensing.

Alpatov Boris Alekseevich — head of the department, doctor of technical science, professor, E-mail: aitu@rgta.ryazan.ru.

Babayan Pavel Vartanovich — head of the scientific laboratory, PhD, E-mail: aitu@rgta.ryazan.ru.

Kostyashkin Leonid Nikolaevich — director, PhD, associate professor, E-mail: hunter-rzn@yandex.ru.

Pavlov Oleg Vyacheslavovich — head of the laboratory, E-mail: hunter-rzn@yandex.ru.

Romanov Yuriy Nikolaevich — deputy director, E-mail: hunter-rzn@yandex.ru.

055(02)2

Ротапринт ИКИ РАН
117997, Москва, Профсоюзная, 84/32

Подписано к печати 7.06.2011

Заказ 2245

Формат 70×100¹/₁₆

Тираж 100

30,15 усл.-печ. л.