

ИНСТИТУТ КОСМИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ
РОССИЙСКОЙ АКАДЕМИИ НАУК

ЧЕТВЁРТАЯ ВСЕРОССИЙСКАЯ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКАЯ КОНФЕРЕНЦИЯ

СОВРЕМЕННЫЕ ПРОБЛЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ И НАВИГАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

СБОРНИК ТРУДОВ

8–11 сентября 2014 года, Россия, Таруса

Под редакцией
Г. А. Аванесова

Серия «Механика, управление и информатика»

МОСКВА
ИКИ РАН
2015

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

Ed. G. A. Avanesov, Tarusa, Russia, September 8–11, 2014

These are the Proceedings of the 4th All-Russian Scientific and Technological Conference “Contemporary Problems of Spacecraft Attitude Determination and Control” held at the Space Research Institute of the Russian Academy of Sciences (IKI RAN) in September 8–11, 2014. Experts from the space industry of Russia and the CIS states participated in the conference. Their reports reflected the actual situation in the field of development of both instruments for orientation and navigation and TV imaging systems for spacecraft.

The proceedings include major works presented at the conference.

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

Сборник трудов

Под ред. Г. А. Аванесова, Таруса, Россия, 8–11 сентября 2014 г.

Настоящий сборник содержит материалы 4-й Всероссийской научно-технической конференции «Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов», проведённой ИКИ РАН 8–11 сентября 2014 года. Участие в конференции приняли специалисты предприятий и организаций космической отрасли России и ближнего зарубежья, доклады которых отразили современное положение дел в области разработки приборов ориентации и навигации, телевизионных съёмочных систем космических аппаратов.

В сборник включены основные работы, представленные на конференции.

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

Редактор: *Корниленко В. С.*

Компьютерная вёрстка: *Комарова Н. Ю.*

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

Мнение редакции не всегда совпадает с точкой зрения авторов статей.

Отдельные статьи даны в авторской редакции.

Качество иллюстраций соответствует предоставленному авторами материалу.

Электронная версия сборника размещена на сайте ИКИ РАН <http://www.iki.rssi.ru/print.htm>.

СОДЕРЖАНИЕ

Предисловие	5
<i>Аванесов Г. А., Бессонов Р. В., Форш А. А., Куделин М. И.</i> Анализ современного состояния и перспектив развития приборов звёздной ориентации семейства БОКЗ	6
<i>Аванесов Г. А., Бессонов Р. В., Брысин Н. Н., Куркина А. Н., Лискив А. С., Людомирский М. Б., Каютин И. С., Ямщиков Н. Е., Гаврилов А. Л., Гульцов С. В., Степанов Ю. В.</i> Астроинерциальная навигационная система	21
<i>Белинская Е. В., Воронков С. В., Никитин А. В., Строилов Н. А., Яскович А. Л.</i> Влияние формы одиночной звезды на точностные характеристики системы датчиков гида телескопа Т-170М	38
<i>Белинская Е. В., Воронков С. В., Катасонов И. Ю., Никитин А. В., Строилов Н. А.</i> Калибровка системы датчиков гида телескопа Т-170М	55
<i>Белинская Е. В., Воронков С. В., Катасонов И. Ю., Строилов Н. А., Пискунов А. Э., Чупина Н. В.</i> Отработка программно-алгоритмического обеспечения системы датчиков гида при натуральных и стендовых испытаниях	66
<i>Чубей М. С., Бахолдин А. В., Курприянов В. В., Левко Г. В., Львов В. Н., Маркелов С. В., Цекмейстер С. Д., Цуканова Г. И.</i> К вопросу о системе наведения в проекте «Орбитальная звёздная стереоскопическая обсерватория»	85
<i>Иванов Д. С., Ивлев Н. А., Карпенко С. О.</i> Исследование алгоритмов определения ориентации для микроспутников серии «ТаблетСат»	95
<i>Стеколыщиков О. Ю., Абубекеров М. К., Байгуттуев А. А., Бирюков А. В., Захаров А. И., Крусанова Н. Л., Миронов А. В., Мошкалёв В. Г., Прохоров М. Е., Тучин М. С.</i> Малогобаритный датчик звёздной ориентации для наноспутников	109
<i>Карелин А. Ю., Зыбин Ю. Н., Князев В. О., Поздняков А. А.</i> Многоголовый звёздный датчик 348К. Результаты наземной экспериментальной отработки	120
<i>Федосеев В. И., Куняев В. В., Исаков А. Н., Юдина Л. М., Князев В. О., Коптев А. А., Титов Г. П., Шевляков О. В., Латынцев С. В.</i> Обеспечение сбоеустойчивости приборов звёздной ориентации, построенных на сбоеустойчивой элементной базе	129
<i>Прохоров М. Е., Захаров А. И., Жуков А. О., Миронов А. В., Стеколыщиков О. Ю.</i> Солнечный датчик на основе интерференционной оптической системы	142
<i>Бессонов Р. В., Караваева Е. С., Эльязев Я. Д.</i> Исследование характеристик КМОП-матрицы датчика изображения CMOSIS CMV-4000	148
<i>Аванесов Г. А., Бессонов Р. В., Сметанин П. С.</i> Первичная обработка информации в звёздном датчике ориентации	159
<i>Прохорова С. А.</i> Общие принципы построения контрольно-испытательной аппаратуры оптико-электронных приборов	175

<i>Эльшеш Я. Д., Бессонов Р. В., Полянский И. В., Прохорова С. А., Жуков Б. С.</i> Алгоритмы работы съёмочных камер служебной телевизионной системы космического аппарата «Луна-Глоб»	181
<i>Никитин А. В.</i> Использование служебной телевизионной системы для контроля и наведения лунного манипуляторного комплекса космического аппарата «Луна-Глоб»	206
<i>Байгуттуев А. А., Бирюков А. В., Захаров А. И., Мошкалёв В. Г., Николаев Ф. Н., Прохоров М. Е., Тучин М. С.</i> Стенд для исследования эффективности бленд на основе горизонтального солнечного телескопа ГАИШ	221
<i>Елубаев С. А., Алипбаев К. А., Шамро А. В., Бонеев Т. М., Сухенко А. С., Михайленко Д. Л.</i> Разработка стенда для тестирования программно-математического обеспечения звёздного датчика.	228
<i>Жуков А. О., Захаров А. И., Прохоров М. Е., Мошкалёв В. Г., Шахов Н. И., Зиновьев И. А.</i> Моделирование фона неба в широком спектральном диапазоне в околоземном космическом пространстве	235
<i>Бунтов Г. В., Верховцева А. В., Забиякин А. С., Князев А. Н., Циллорик А. И.</i> Методы объективного контроля точностных характеристик звёздного датчика ...	246
<i>Разживалов П. Н.</i> Определение величины отклонения от перпендикулярности фоточувствительной матрицы по отношению к оптической оси объектива, возникающего вследствие тепловой деформации звёздного датчика	254
<i>Верховцева А. В., Забиякин А. С., Мозгунов Д. И., Соколов С. А., Циллорик А. И.</i> Иерархический звёздный каталог, предназначенный для режима слежения звёздного датчика.	263
<i>Завгородний Д. С., Сокольский М. Н., Трегуб В. П., Полянский И. В.</i> Оптические системы малогабаритных сканеров дистанционного зондирования Земли для космических аппаратов «Метеор-М»	269
<i>Кондратьева Т. В., Жуков Б. С., Аванесов Г. А., Полянский И. В.</i> Сопоставление коэффициентов яркости природных объектов по данным комплекса многозональной спутниковой съёмки космических аппаратов «Метеор-М» № 1 и 2 и спектрорадиометра MODIS космического аппарата Тerra	276
<i>Жуков Б. С., Жуков С. Б.</i> Возможности космической навигации по планетному горизонту в видимом и ближнем инфракрасном диапазоне.	293
<i>Никифоров М. Г., Захаров А. И., Прохоров М. Е., Галушина Т. Ю., Жуков А. О.</i> Оценка возможности практической реализации автономной навигации космических аппаратов в дальнем космосе по астероидам	311
<i>Гришин В. А.</i> Грубая оценка местной вертикали и радиуса Земли в задаче корреляционно- экстремальной навигации по изображению Земли	323
<i>Жуков А. О., Харламов Г. Ю., Турлов З. Н., Валаев И. Н., Капоров И. В.</i> Высокоточная система навигационно-баллистического обеспечения сверхмалых космических аппаратов.	332
<i>Маштаков Я. В., Ткачёв С. С.</i> Использование маховиков для управления вектором тяги при перелёте Земля-Луна	340
<i>Латынцев С. В., Меус С. В., Овчинников А. В., Бабанов А. А.</i> Оценка эффективности алгоритма управления приводом солнечных батарей космического аппарата с целью создания моментов для разгрузки электромеханического исполнительного органа системы ориентации и стабилизации.	348
<i>Гладышев В. О., Портнов Д. И., Кауц В. Л., Терешин А. А.</i> Исследование процесса распространения когерентного электромагнитного излучения в движущихся средах	353

ПРЕДИСЛОВИЕ

Начиная с 2008 г. каждые два года в начале сентября в городе Таруса Калужской области ИКИ РАН проводит конференцию «Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов». В 2014 г. с 8 по 11 сентября была проведена четвертая конференция, в работе которой приняли участие специалисты 11 предприятий космической отрасли России и Казахстана.

Как и в прошлые годы на конференцию приехали специалисты разных возрастов — от маститых и заслуженных докторов наук, до аспирантов и молодых специалистов.

В течение четырёх дней на конференции обсуждались вопросы, связанные с различными аспектами разработки, создания и испытаний приборов звёздной и солнечной ориентации, космических и самолётных съёмочных систем, наземного оборудования для их отработки.

Как и все предыдущие, конференция прошла в демократичной, дружеской обстановке. Участники конференции проживали в гостинице «Интеркосмос», расположенной в красивой березовой роще недалеко от реки Ока, что позволяло обсуждать насущные научные и производственные проблемы не только в зале для заседаний, но и во время прогулок по живописным окрестностям города Таруса.

В настоящий сборник вошли работы, подготовленные авторами на основе представленных на конференции докладов.

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

АНАЛИЗ СОВРЕМЕННОГО СОСТОЯНИЯ И ПЕРСПЕКТИВ РАЗВИТИЯ ПРИБОРОВ ЗВЁЗДНОЙ ОРИЕНТАЦИИ СЕМЕЙСТВА БОКЗ

Г. А. Аванесов, Р. В. Бессонов, А. А. Форш, М. И. Куделин

Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН)

Кратко описана история развития созданных в оптико-физическом отделе ИКИ РАН приборов звёздной ориентации семейства БОКЗ. Приведены их основные характеристики и параметры используемых ПЗС-матриц. Намечены дальнейшие пути совершенствования звёздных приборов с применением КМОП-матриц и ПЛИС с существенно более высокими эксплуатационными характеристиками при значительно меньших габаритах, массе и энергопотреблении. Представлены различные конфигурации звёздных датчиков ориентации с выносными оптическими головками. Обоснована целесообразность включения в состав звездных приборов ориентации трёхосных датчиков угловой скорости на основе технологии МЭМС (микроэлектромеханические системы).

Ключевые слова: космический аппарат, звёздный датчик ориентации, БОКЗ, ПЗС-матрица, КМОП-матрица, оптическая головка, датчик угловой скорости, МЭМС.

За последнее десятилетие ИКИ РАН накопил значительный опыт в разработке, создании и эксплуатации на борту космических аппаратов (КА) приборов звёздной ориентации. Первое поколение приборов БОКЗ (блок определения координат звёзд) отработало 10 лет на КА «Ямал-100», функционирует на МКС (Международная космическая станция) начиная с 2000 г. и на КА «Ямал-200» — с 2003 г.

Следующее поколение приборов, получивших название БОКЗ-М, начало эксплуатироваться в космосе с 2004 г. На данный момент в ИКИ РАН создано более 120 звёздных приборов, 51 из которых запущен в космос на 25 КА с суммарной наработкой в космическом пространстве более 1,2 млн ч. Кроме того, на разных стадиях наземной отработки находятся ещё около 20 КА, укомплектованных различными модификациями приборов БОКЗ.

Приборы звёздной ориентации представляют собой цифровую камеру на основе матричного фотоприёмного устройства (ФПУ), соединённую с процессором, наделённым специальным программно-математическим обеспечением. Суть работы приборов заключается в получении изображения участка небесной сферы, выделении на нём звёздopodobных образований, распознавании их в хранящемся в памяти прибора звёздном каталоге, охватывающем всю небесную сферу, и определении параметров трёхосной ориентации в инерциальном пространстве с точностью до единиц угловых секунд.

Развитие приборов звёздной ориентации и опыт их эксплуатации за последнее десятилетие существенно изменили подход к построению и составу систем управления угловым движением КА.

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

Бессонов Роман Валерьевич — заведующий отделом, кандидат технических наук, bes-son777@rambler.ru

Форш Анатолий Анатольевич — ведущий научный сотрудник, кандидат физико-математических наук, forsh@ofo.iki.ru

Куделин Михаил Иванович — главный конструктор проекта, mkudelin@nserv.iki.rssi.ru

В начале 2000 г. приборы звёздной ориентации в основном использовались для периодической астрокоррекции высокоточных гироскопов, по показаниям которых велось непрерывное управление КА. Астрокоррекция проводилась один раз за орбитальный виток, или даже раз в сутки, что существенно продлеvalo ресурс приборов звёздной ориентации, поскольку основная нагрузка возлагалась на гироскопию. Для обеспечения высокоточной ориентации на столь длительных интервалах времени между астрокоррекциями на борту использовались высокоточные гироскопы. Процедура астрокоррекции проводилась после успокоения и стабилизации КА, что не требовало от звёздных датчиков способности работать в широком диапазоне угловых скоростей и ускорений. Однако увеличение сроков активного существования КА, высокая стоимость и, в ряде случаев, недостаточный ресурс высокоточных гироскопов, с одной стороны, и развитие помехозащищённости и надёжности функционирования приборов звёздной ориентации, с другой — привели разработчиков КА к необходимости использовать эти приборы непрерывно в контуре системы управления угловым движением.

Расширение функций приборов звёздной ориентации вполне логично — без астрокорректоров гироскоп обойтись в любом случае не может. Даже самый высокоточный гироскоп требует начальной выставки и со временем накапливает значительные угловые ошибки. Прибор звёздной ориентации обеспечивает непревзойдённое по точности определение параметров ориентации.

Развитие приборов звёздной ориентации идёт по пути повышения частоты обновления информации и увеличения диапазона рабочих угловых скоростей и ускорений. В табл. 1 приведены основные характеристики, достигнутые в различных модификациях приборов БОКЗ.

Таблица 1. Основные характеристики приборов звёздной ориентации ИКИ РАН

Название прибора	Год разработки	Частота обновления информации [Гц]	Допустимая угловая скорость [град/с]	Допустимое угловое ускорение [град/с ²]	Точность определения параметров ориентации* $\sigma_{x,y}/\sigma_z$ [угл. с]
БОКЗ-М	2002	0,33	0,15	0,01	1,2/15
БОКЗ-М60	2008	1	1,2	0,2	1,2/20
БОКЗ-М60/1000	2012	4	6	1	1,2/10

* Точность среднеквадратического отклонения (СКО) указана при угловой скорости орбитального движения КА;

$\sigma_{x,y}$ — СКО определения углов ориентации вокруг осей X и Y прибора (в направлении оптической оси);

σ_z — СКО определения угла ориентации вокруг осей Z прибора (поворот вокруг оптической оси).

Как видно из табл. 1, за период в 10 лет параметры приборов звёздной ориентации БОКЗ по частоте обновления информации улучшились на порядок, а допустимым угловым скоростям и ускорениям — на два порядка при сохранении характеристик точности. Параметры, достигнутые в последних разработках приборов, удовлетворяют требованиям систем управления

большинства КА. Частота работы системы управления практически всех КА лежит в диапазоне 4...10 Гц, а угловые скорости даже самых динамичных КА не превышают 3 град/с. Всё это позволяет использовать измерения приборов звёздной ориентации не только для периодической астрокоррекции, но и непрерывно, в каждом такте работы системы управления движением, в том числе при манёврах КА.

Важно, что приборы БОКЗ-М, БОКЗ-М60 и БОКЗ-М60/1000 созданы на радиационно стойкой элементной базе предыдущего поколения, разработанной 10–15 лет назад. Оптимизация использования ресурсов этой элементной базы вместе с развитием алгоритмов обработки и получения видеoinформации в течение более чем 10 лет привели к постепенному улучшению характеристик приборов. Достигнутые в приборе БОКЗ-М60/1000 параметры вплотную приблизились к предельно возможным для данной элементной базы. На фоне этого начали появляться электронные компоненты нового поколения, открывающие пути к дальнейшему совершенствованию приборов звёздной ориентации.

Перспективы дальнейшего развития приборов семейства БОКЗ связаны, в первую очередь, с использованием новых радиационно стойких, широкоформатных КМОП (комплементарная структура металл-оксид-полупроводник; англ. CMOS, complementary metal-oxide-semiconductor) приёмников изображения. Кроме того, для обслуживания потоков видеoinформации с таких приёмников изображения появляются радиационно стойкие высокопроизводительные процессоры, ПЛИС (программируемая логическая интегральная схема; англ. PLD, programmable logic device) и элементы памяти. При сравнении развития радиационно стойкой элементной базы с бытовой электроникой видно запаздывание космической техники примерно на десятилетие. Около десяти лет назад в цифровых фотоаппаратах начал происходить переход от ПЗС (прибор с зарядовой связью; англ. CCD, charge-coupled device) к КМОП-матрицам. Последние с тех пор достигли достаточно низкого уровня собственных шумов и высокой чувствительности, позволили реализовать высокие скорости чтения данных и предоставили более компактные, интегрированные и дешёвые решения. В результате, современный зеркальный фотоаппарат с форматом 20...25 Мпикс и габаритами 10×10×10 см сегодня не вызывает удивления. Нет сомнений, что в ближайшем будущем некоторые типы КМОП-матриц большой размерности будут сертифицированы для космического применения.

Высокая помехозащищённость приборов звёздной ориентации реализуется в режиме слежения за звёздами, когда с приёмника излучения считываются и обрабатываются не полный кадр, а лишь фрагменты изображения вокруг гидируемых звёзд. При этом чем меньше размер фрагментов, тем выше стойкость прибора к протонным событиям на фоточувствительной матрице и другим оптическим помехам, возникающим в поле зрения прибора. Возможность работы при высоких угловых ускорениях определяется точностью прогнозирования положения звёзд и фрагментов вокруг них на следующем кадре. Очевидно, что точность прогнозирования тем выше, чем меньше время прогноза. Поэтому стремление к повышению частоты обновления информации до 10 Гц и выше обусловлено не только требованиями, исходящими от систем управления КА, но и необходимо с точки зрения повышения помехозащищённости прибора звёздной ориентации.

В существующих модификациях приборов БОКЗ используются полнокадровые ПЗС-матрицы. В видеотрактах этих приборов реализованы схемотехнические решения для получения оконной выборки видеоинформации и ускоренного чтения ПЗС-матрицы. Однако даже при всех принимаемых мерах время, требуемое для считывания видеоданных, ограничивало дальнейший рост частоты обновления информации в приборах. В какой-то момент оказывалось, что время накопления полезного сигнала становилось сравнимым, или даже меньшим, с временем считывания, которое для полнокадровых ПЗС-матриц происходит «под светом». В результате искажалась геометрическая форма сигнала от звезды, что приводило к снижению помехозащищённости распознавания конфигурации звёзд и уменьшению точности определения параметров ориентации. Этот фактор ограничивал дальнейшее улучшение характеристик приборов. В частности, приходилось использовать объективы с небольшим относительным отверстием и двухкаскадные бленды, обладающие непревзойдённым коэффициентом подавления боковой засветки, но отличающиеся большими габаритами.

Совсем иная ситуация возникает при использовании КМОП-матриц. Некоторые из них имеют глобальный электронный затвор, а очередная экспозиция может производиться одновременно со считыванием данных с предыдущего кадра. Таким образом, они позволяют обеспечить непрерывное накопление полезного сигнала, предельное в смысле эффективности использования поступающей световой энергии. В таких матрицах реализуются сверхвысокие скорости считывания, которые практически не влияют на шумовые характеристики изображения. В большинстве КМОП-матриц встроен механизм оконной выборки, который ещё больше ускоряет чтение и удобен при работе звёздного датчика в режиме слежения за звёздами. Время считывания информации в режиме слежения составляет единицы или доли миллисекунды. КМОП-матрица формирует непосредственно цифровой видеопоток, который может сразу попадать в вычислитель прибора без дополнительной аналоговой электроники и ухудшения качества изображения. Всё это реализуется в компактном исполнении и при низком энергопотреблении.

Использование КМОП-матриц открывает несколько направлений для совершенствования приборов звёздной ориентации БОКЗ. Во-первых, можно использовать светосильные объективы, не беспокоясь о проблемах неэффективности переноса видеосигнала, присущей ПЗС-матрицам. Переход на объективы с предельным относительным отверстием $1/1,2...1/1,4$ позволяет получить значительный выигрыш во времени сокращением времени экспозиции. Во-вторых, современные КМОП-матрицы по сравнению с существующими ПЗС-матрицами имеют темновой шум на уровне $15...20$ фотоэлектрон, что даёт ещё двукратный выигрыш в отношении сигнал/шум. Таким образом, только использование светосильной оптики и низкого собственного шума прибора позволяет, как минимум, в четыре раза расширить диапазон угловых скоростей и повысить частоту обновления информации, а также получить многократное увеличение допустимого углового ускорения.

Благодаря высокой скорости считывания и встроенной функции оконной выборки время считывания фрагментов вокруг звёзд практически не зависит от размерности матрицы. Поэтому можно использовать матрицы с большим линейным размером и с большим числом маленьких пикселей. Большой размер матриц обеспечивает широкое поле зрения прибора с достаточным

количеством в нём ярких звёзд при большом фокусном расстоянии объектива, а значит и большом входном отверстии. Это позволяет использовать короткие экспозиции, обеспечивая достаточно высокое отношение сигнал/шум.

Маленький пиксел даёт повышение точности измерений и снижение уровня фоновой засветки. При равном коэффициенте подавления боковой засветки оптической системы бленда-объектив и равной освещённости в фокальной плоскости уровень паразитного фона на кадре изменяется пропорционально квадрату размера пиксела. При переходе от пиксела 15 мкм к пикселу 5 мкм фон на кадрах снижается в 9 раз, а фотонный шум — в 3 раза. Низкий уровень фоновой засветки позволяет использовать компактные однокаскадные бленды с апробированными для космического применения светопоглощающими покрытиями.

Заметим, что подавляющее большинство современных приборов звёздной ориентации мировых производителей основано на фоточувствительных матрицах форматом 1 Мпикс и менее. Прибор БОКЗ-М60/1000 основан на ПЗС-матрице «Сфера-1000» производства НПП «ЭЛАР» форматом 1024×1024 пикс 16 мкм. Зарубежные производители, такие как Sodern, Jena Optonics и Selex, используют в своих приборах КМОП-матрицу STAR-1000 или HAS форматом 1 Мпикс с пикселом 15 и 18 мкм.

В настоящий момент ИКИ РАН ведёт разработки приборов на КМОП-матрицах форматом 4 и 20 Мпикс с размером пиксела 5...6 мкм. Линейный размер стороны одной матрицы 11 мм, а другой — 28 мм. Очевидно, что построение приборов с одинаковыми полями зрения на матрицах, отличающихся линейным размером, требует использования объективов с различными фокусными расстояниями. При увеличении фокусного расстояния и сохранении относительного отверстия увеличивается площадь входной апертуры. В результате прибор, основанный на матрице в 2,5 раза большего размера, может обладать в 6,25 раза более короткой экспозицией при сохранении отношения сигнал/шум. Кроме того, при равном размере пикселов матриц большой прибор будет обладать более высокой точностью измерений и большим диапазоном угловых скоростей. Таким образом, очевидно, что можно разменить габаритно-массовые характеристики прибора на другие его параметры. При этом более тяжёлый прибор на большой матрице и с большим объективом и блендой будет всегда выигрывать по остальным показателям.

В результате целесообразно создавать два класса приборов — лёгкий и тяжёлый. На основе КМОП-матрицы 4 Мпикс при использовании светосильной оптики можно создать компактный лёгкий прибор с характеристиками, соизмеримыми с характеристиками прибора БОКЗ-М60/1000 массой в 4...5 раз меньшей. Прибор, основанный на КМОП-матрице 20 Мпикс, соизмерим в габаритно-массовом исполнении с БОКЗ-М60/1000, однако превосходит его по всем остальным характеристикам.

Другое направление развития приборов звёздной ориентации БОКЗ — использование современных радиационно стойких быстродействующих ПЛИС, которые обеспечивают управление и считывание видеoinформации с КМОП-матрицы на высоких скоростях. Следует заметить, что наибольшая нагрузка на вычислительные средства возникает в режиме начального определения ориентации, когда прибору ещё неизвестна априорная информация

и не возможна работа в режиме слежения за звёздами. В режиме начальной ориентации необходимо обрабатывать полный кадр с КМОП-матрицы.

Наиболее эффективна потоковая обработка информации, непосредственно в темпе считывания видеоданных. Однако существующие радиационно стойкие процессоры не имеют достаточной производительности для обработки видеопотока с темпом поступления 0,5...1 Гбит/с, создаваемого современными КМОП-матрицами. В действительности полная обработка полного кадра в процессоре не является оптимальным решением, так как после перехода в режим слежения, в котором прибор находится большую часть рабочего времени, нагрузка на процессор существенно снижается. Поэтому целесообразно вести потоковую обработку данных в ПЛИС, которая способна выполнять параллельные вычисления на аппаратном уровне.

В ПЛИС трудно реализуемы математические операции, однако там можно произвести предобработку и сжатие данных, выделяя лишь пиксели звёздодоподобных образований, доводя объём передаваемой в процессор информации от одного кадра изображения небесной сферы до 100 кбит и менее. При использовании современных высокоскоростных линий передачи данных, интегрированных в ПЛИС, становится неважно, где находится процессор — рядом с оптическим узлом или отнесён от него.

В результате использования современных ПЛИС и реализации в них алгоритмов предварительной обработки данных с КМОП-матрицы удаётся создать компактную интеллектуальную высоконадёжную оптическую головку (ОГ), которая может иметь различные варианты использования. Во-первых, несколько оптических головок могут подключаться к выносному блоку обработки данных (БОД). Во-вторых, каждая оптическая головка может в дальнейшем оснащаться своим процессором, реализуя звёздный датчик в классическом моноблочном исполнении. В ряде случаев целесообразно подключение оптических головок непосредственно к бортовой вычислительной машине (БВМ).

Использование нескольких звёздных приборов на борту в любом случае необходимо, так как один оптический канал может быть засвечен Солнцем или подвержен однократному сбою, который всегда возможен вследствие воздействия космического радиационного излучения. Кроме того, несколько приборов звёздной ориентации используют для построения равноточной трёхосной ориентации. Взаимодействие ГНП РКЦ «ЦСКБ-Прогресс» (Государственный научно-производственный ракетно-космический центр «ЦСКБ-Прогресс») и ИКИ РАН в рамках работ по созданию КА «Ресурс-П» привело к разработке системы управления движением с глубокой интеграцией приборов звёздной ориентации. Сверхнадёжная бортовая вычислительная машина непрерывно анализирует состояние и показания всех звёздных датчиков, вычисляет равноточную трёхосную ориентацию, включает/выключает или перезагружает приборы при необходимости. В результате такая система гарантирует бесперебойное высокоточное управление КА на протяжении всего срока активного существования.

По тому же пути идёт и мировая практика. Компания Sodern разработала систему Нудга, в которой резервированный вычислительный блок обрабатывает показания нескольких выносных оптических головок, строит равноточную трёхосную ориентацию и принимает решение о включении в работу требуемой конфигурации оптических головок. Для построения группировки

спутников связи нового поколения со сроком активного существования 17 лет компания Tales-Alenia интегрировала оптические головки компании Sodern непосредственно в бортовую машину КА, где и решается задача ориентации. При этом в системе управления гироскопов нет совсем. Следует отметить, что по подобному принципу работала система управления КА «Ямал-100», МКС и «Ямал-200», в которых использовались приборы БОКЗ, не имеющие собственного вычислителя, и обработка их показаний велась в БВМ.

На рис. 1 показаны три варианта конфигурации звёздных датчиков ориентации на основе оптических головок.

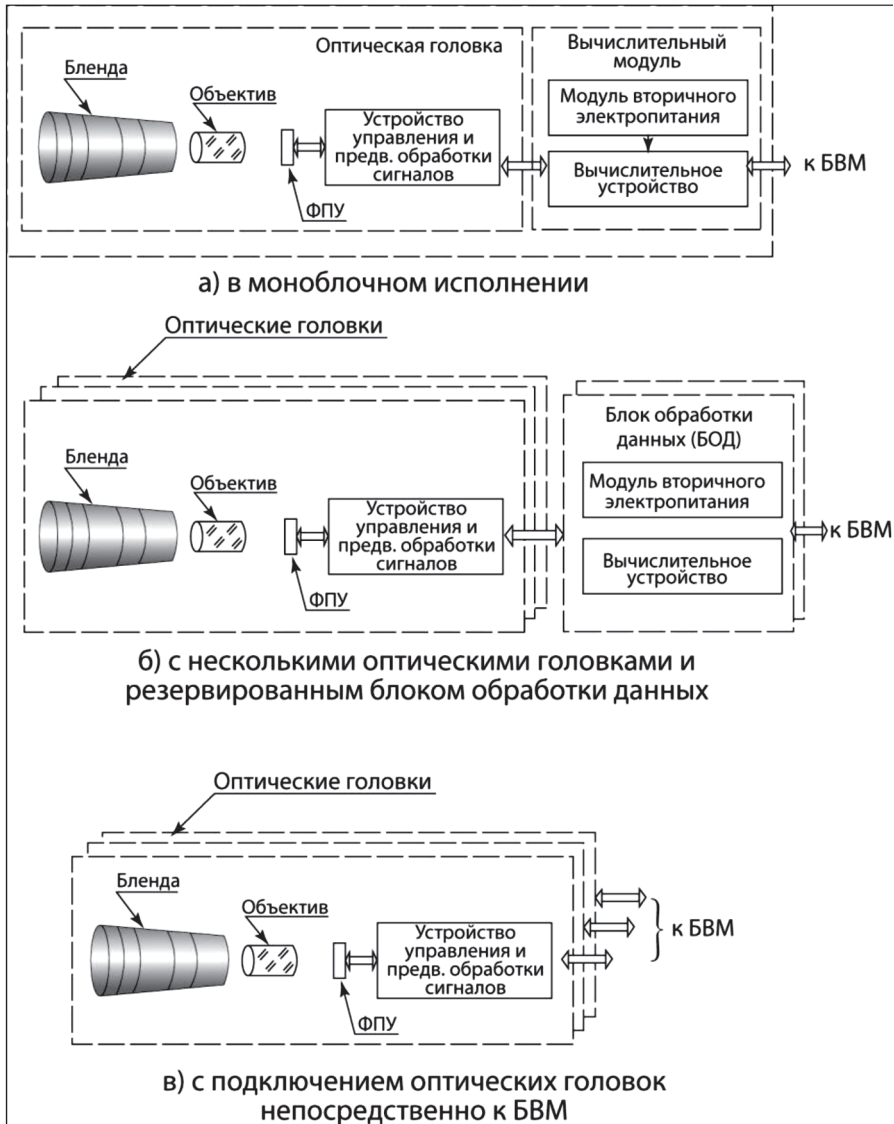


Рис. 1. Обобщённая блок-схема звёздного прибора в разных конфигурациях

Классический звёздный датчик в моноблочном исполнении (см. рис. 1а) даёт надёжное решение задачи определения ориентации при развитых алгоритмах управления и обработки данных от нескольких приборов в бортовой вычислительной машине.

Свои преимущества имеет схема из нескольких выносных оптических головок, подключённых к резервированному блоку обработки данных (см. рис. 1б). В этой схеме БВМ использует готовые результаты расчётов, так как БОД самостоятельно ведёт анализ работы ОГ и управление ими, решая при этом задачу равноточной трёхосной ориентации. При этом БОД может формировать априорные данные для одной оптической головки по показаниям других, повышая тем самым помехозащищённость системы. БОД может быть реализован как в холодном, так и горячем резерве и использовать от одной до четырёх ОГ. Схема БОД-ОГ является наиболее гибкой в настройке при адаптации к использованию на разных КА.

Схема непосредственного подключения оптических головок к БВМ представляется наиболее надёжной и перспективной (см. рис. 1в). Однако её использование возможно только в случае, когда БВМ располагает достаточными вычислительными ресурсами. Кроме того, следует учитывать, что при этом возникают дополнительные трудности при отработке программно-математического обеспечения обработки данных от оптических головок.

Появление новейших быстродействующих радиационно стойких процессоров с широким набором интерфейсов внутри кристалла позволяет в перспективе реализовывать компактные оптические головки с вычислительным ядром внутри.

Так или иначе, где бы ни был расположен вычислительный узел, ключевым элементом современных приборов звёздной ориентации является оптическая головка, образованная ПЛИС, КМОП-матрицей, объективом и блендой. Оптические головки, основанные на двух типоразмерах КМОП-матриц и реализующие два класса приборов звёздной ориентации (лёгкий и тяжёлый), могут оснащаться различными объективами.

Для оптимального выбора объектива зафиксируем характеристики матрицы и будем изменять фокусное расстояние объектива при сохранении его относительного отверстия. Очевидно, увеличение фокусного расстояния ведёт к уменьшению поля зрения прибора и к необходимости работать по звёздам с меньшим блеском. С другой стороны, увеличивается диаметр входного отверстия. Эти два фактора работают друг против друга, снижая, с одной стороны, увеличивая скорость накопления полезного сигнала от звёзд. На рис. 2 показаны кривые, полученные сканированием звёздного каталога и отображающие изменение скорости накопления полезного сигнала от звёзд в зависимости от поля зрения прибора для двух матриц с размером по стороне 11 мм (4 Мпикс) и 28 мм (20 Мпикс). На рис. 2 видно, что при изменении поля зрения в диапазоне углов от 8 до 30° скорость накопления полезного сигнала для каждой из матриц меняется не более чем в 1,5 раза и в обоих случаях имеет максимум при углах поля зрения около 11...12°. Важно, что положение максимума скорости накопления полезного сигнала не зависит от размера матрицы.

При увеличении фокусного расстояния уменьшается угловой размер пиксела, следовательно, растёт точность измерений и уменьшается диапазон рабочих угловых скоростей. На рис. 3 показана зависимость диапазона

угловых скоростей от поля зрения прибора для двух матриц разного размера. Очевидно, что при использовании объектива с длинным фокусом прибор становится более точным, но имеет меньший диапазон угловых скоростей, и, наоборот, при уменьшении фокусного расстояния объектива увеличивается поле зрения, снижается точность, но прибор способен работать при больших угловых скоростях и ускорениях.

На практике при увеличении фокусного расстояния объектива с неизменным относительным отверстием быстро растут масса и габариты как самого объектива, так и бленды. Поэтому при создании приборов разработчики несколько снижают относительное отверстие для длиннофокусных систем с целью сохранения габаритно-массовых показателей. Вследствие этого приборы с большими фокусными расстояниями имеют ещё большие времена экспозиции и относительно узкий диапазон угловых скоростей.

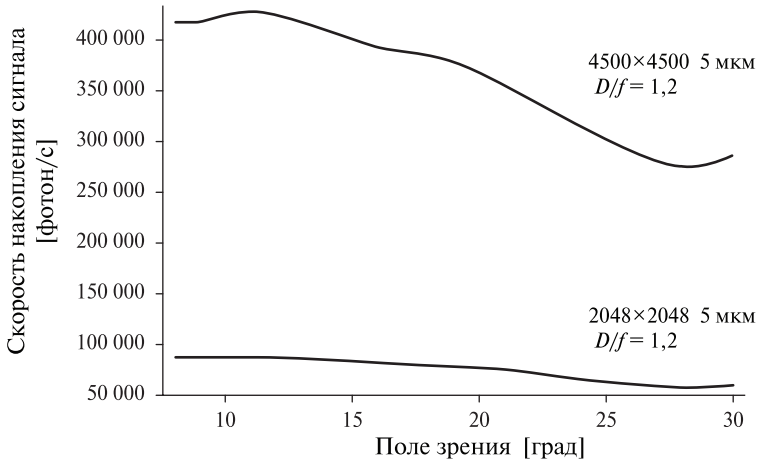


Рис. 2. Зависимость скорости накопления полезного сигнала от поля зрения

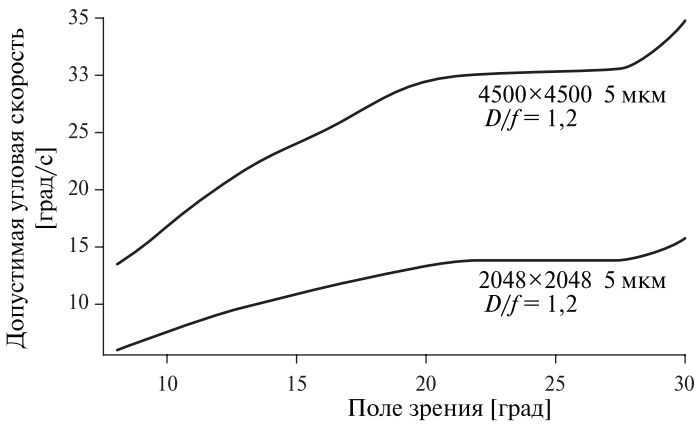


Рис. 3. Зависимость допустимой угловой скорости от поля зрения

На рис. 4 представлен возможный набор оптических головок, основанный на различных объективах и двух типах КМОП-матриц размером 4 Мпикс — лёгкий класс (нижний ряд на рис. 4) и 20 Мпикс — тяжёлый класс (верхний ряд на рис. 4). При этом в каждом классе присутствует:

- высокоточный прибор с узким полем зрения около 8° ;
- высокоскоростной прибор с широким полем зрения около 25° ;
- прибор, обладающий средними характеристиками по точности и динамике с полем зрения 17° .

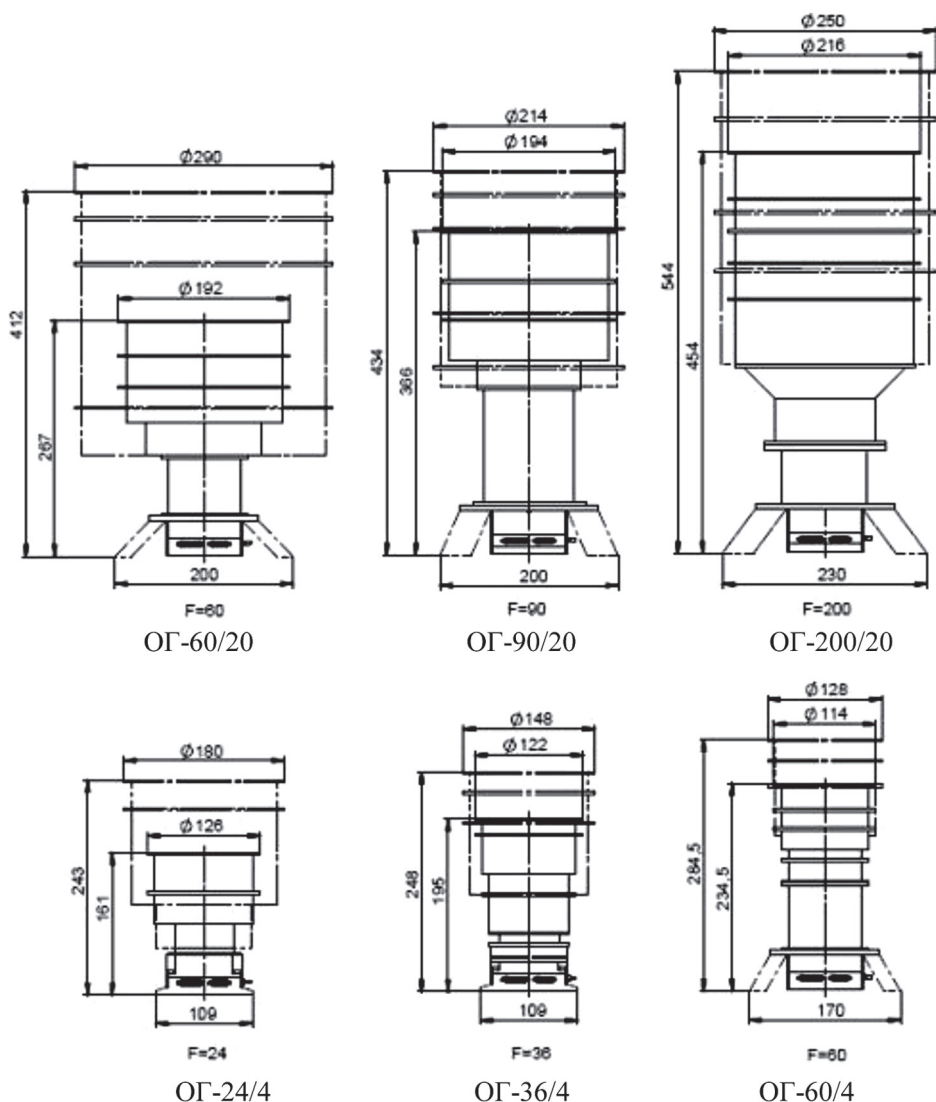


Рис. 4. Оптические головки тяжёлого (верхний ряд) и лёгкого (нижний ряд) классов: правый столбец — высокоточные приборы; средний столбец — приборы с усреднёнными показателями; левый столбец — высокоскоростные приборы, штрихпунктирной линией показаны бленды с углом засветки 30° , сплошной — бленды с углом засветки 40°

В маркировке оптических головок первые цифры обозначают фокусное расстояние объектива в миллиметрах, а цифры после дроби — размерность матрицы в мегапикселах.

Кроме того, в приборах могут использоваться различные бленды с углом допустимой засветки 30 или 40°. Очевидно, бленда, допускающая более близкое расположение Солнца к оптической оси прибора, имеет большие габариты. В табл. 2 приведены характеристики приборов, представленных на рис. 4 (снизу-вверх).

Таблица 2. Основные технические характеристики оптических головок

Тип оптической головки	ОГ-24/4	ОГ-36/4	ОГ-60/4	ОГ-60/20	ОГ-90/20	ОГ-200/20
Линейный размер по диагонали [мм]	11	11	11	28	28	28
Формат матрицы	2048×2048	2048×2048	2048×2048	4500×4500	4500×4500	4500×4500
Размер пиксела [мкм]	5,5	5,5	5,5	6,4	6,4	6,4
Объектив	24/1,2	36/1,2	60/1,4	60/1,4	90/2	200/2
Угловой размер пиксела [угл. с]	47	31	19	22	15	6,6
Поле зрения по стороне [град]	26	17	10	26	18	8
Диаметр входного отверстия [мм]	20	30	42,8	42,8	45	100
Эквивалентное время экспозиции [мс]						
• без компенсации шума	104	77	95	22	32	30
• при компенсации шума	75	52	68	15	23	21
Частота обновления информации [Гц]	10	10	10	40	30	30
Погрешности измерения ориентации вокруг осей X и Y [угл. с]	1,2	0,78	0,47	0,53	0,36	0,16
Погрешности измерения ориентации вокруг оси Z [угл. с]	5	5	5	2,3	2,3	2,3
Допустимая угловая скорость [град/с]						
• без компенсации шума	10	9	4,3	21	10	4,8
• при компенсации шума	14	13	6,1	32	14	6,9
Допустимое угловое ускорение [град/с ²]						
• без компенсации шума	1	1	1	13	7	7

Тип оптической головки	ОГ-24/4	ОГ-36/4	ОГ-60/4	ОГ-60/20	ОГ-90/20	ОГ-200/20
• при компенсации шума						
Фоновая засветка [электрон]						
• бленда с углом засветки Солнцем 40°	<500	<500	<700	<370	<400	<400
• бленда с углом засветки Солнцем 30°	<1300	<150	<450	<530		
Фотонный шум [электрон]						
• бленда с углом засветки Солнцем 40°	<22	<22	<27	<19	<20	<20
• бленда с углом засветки Солнцем 30°	<36	<13	<21	<23		
Масса [кг]	0,6	0,6	0,8	3	3	4
Энергопотребление [Вт]	1,2	1,2	1,2	2	2	2

Представленные характеристики подтверждены экспериментально при испытаниях ОГ, показанных на рис. 5. Следует заметить, что достигнутые значения времени экспозиции и допустимой угловой скорости приближаются к теоретическому пределу, связанному с фундаментальными ограничениями.



Рис. 5. Макеты оптических головок ОГ-24/4 (слева) и ОГ-36/4 (справа)

Как уже было показано, время экспозиции определяется отношением сигнал/шум. Сигнал зависит от относительного отверстия объектива и поля зрения. Высокоскоростные приборы лёгкого и тяжёлого классов (см. табл. 2 и рис. 4) оснащены объективами с предельными относительными отверстиями 1,2...1,4 и имеют большие поля зрения (до 36°) по диагонали матрицы. Дальнейшее увеличение поля зрения приводит к быстрому росту габаритов бленды, что нецелесообразно. В результате, уменьшить время экспозиции можно только путём дальнейшего увеличения размера матрицы и, соответственно, габаритов прибора. Незначительно, не более чем на 30 %, можно увеличить квантовую эффективность при переходе на КМОП-матрицы с обратной засветкой, в которых достигается предельный коэффициент преобразования 0,9 электрон на один упавший фотон.

Кроме того, время экспозиции зависит от шума на изображениях. Собственный шум КМОП-матриц может составлять 15...20 фотоэлектрон, а в ряде образцов демонстрируются ещё более высокие показатели вплоть до единиц фотоэлектронов. В КМОП-матрицах сильно выражен структурный шум, поэтому собственный шум можно уменьшать приблизительно в 1,5 раза с использованием алгоритмов вычитания структурного шума на матрице, что, в свою очередь, требует кадровой памяти для хранения коэффициентов компенсации каждого пиксела, которые могут меняться в зависимости от температуры, времени и радиации. В ИКИ РАН разработаны алгоритмы обновления картины структурного шума без использования механического затвора в темпе штатной работы звёздного датчика. Алгоритмы измерения структурного шума и его компенсации требуют дополнительных вычислительных мощностей и памяти, поэтому в настоящий момент реализуются только в моноблочном исполнении прибора звёздной ориентации. На текущем этапе развития ОГ не содержат этих алгоритмов. В них реализуются более простые и надёжные решения. Поэтому в табл. 2 представлены достижимые времена экспозиции при использовании процедуры компенсации структурного шума и без неё.

Кроме собственного шума на изображениях содержится фотонный шум, внесённый боковой засветкой Солнца, световой поток от которого на 13 порядков больше, чем от регистрируемых звёзд. Величина фона и фотонного шума на кадрах напрямую определяется блендой и качеством объектива. При компактной однокаскадной бленде с апробированными в космосе светопоглощающими покрытиями с коэффициентом отражения около 2...3 % фотонный шум для 5 мкм пиксела будет создавать дополнительно 15...20 фотоэлектрон. Такие цифры достигаются при коэффициенте подавления бленды 10^5 и коэффициенте подавления чёрного, просветлённого объектива 10^3 . Заметим, что для пиксела размером 20 мкм фотонный шум в четыре раза выше.

Предельная угловая скорость, при которой могут работать приборы звёздной ориентации, зависит от трёх параметров: углового размера пиксела, времени экспозиции и алгоритмов обработки. Очевидно, что увеличение углового размера пиксела при сохранении экспозиции должно приводить к росту допустимой угловой скорости. Однако на практике это не выполняется. При использовании однокаскадной бленды увеличение размера пиксела приводит к пропорциональному увеличению фотонного шума, а, следовательно, к увеличению времени экспозиции. Уменьшение углового размера

пиксела и увеличение допустимой угловой скорости возможно только за счёт сокращения фокусного расстояния, как это показано на рис. 3, при этом, чем меньше линейный размер матрицы, тем меньше будет диапазон угловых скоростей и хуже все остальные показатели, кроме массы и габаритов прибора.

Следует сказать несколько слов об алгоритмах, при которых достигаются максимальные значения допустимой угловой скорости. В ИКИ РАН разработаны и реализованы алгоритмы цифрового накопления сигнала и быстрой свёртки изображения, которые равнозначны по эффективности и обеспечивают достижение фундаментальных пределов в отношении сигнал/шум при работе на больших угловых скоростях и при наличии паразитной засветки. Эти алгоритмы позволяют свести основную долю светового потока звезды, прошедшего через входное отверстие объектива за некоторый интервал времени, в несколько пикселей, в том числе при высоких угловых скоростях. При этом шум в синтезированном изображении звезды будет состоять из шума пикселей, по которым перемещалась звезда за интервал времени накопления.

Приведём пример. Пусть интервал накопления 100 мс обеспечивает частоту обновления информации 10 Гц. При угловой скорости 10 град/с, за 100 мс угол поворота прибора относительно звёзд составит 1° . Длина пробега изображения звёзд по плоскости матрицы при угле поворота 1° будет равна $1/57$ от фокусного расстояния, то есть для фокуса 60 мм бег изображения составит 1 мм, а для фокусного расстояния 30 мм — звёзды пробегут 0,5 мм на матрице за 100 мс. При размере пиксела 5 мкм в 0,5 мм содержится 100 пикс — это огромная величина пробега, при которой отношение сигнал/шум для большинства звёзд в поле зрения будет меньше 1, то есть они будут ненаблюдаемыми без специальной обработки.

Алгоритмы цифрового накопления или быстрой свёртки сводят весь полезный сигнал и весь шум, которые содержатся в треке звёзд, в несколько пикселей, что позволяет повысить отношение сигнал/шум. Более того, получить более высокие отношения сигнал/шум на основе изображения невозможно — для восстановления кадра используется вся полезная информация.

Из изложенного следует, что характеристики приборов, представленные в табл. 2, приближаются к фундаментальным пределам, определяемым апертурой.

Дальнейшее развитие конструкции приборов звёздной ориентации требует создания компактной, однокаскадной бленды с большим коэффициентом подавления и уменьшения собственного шума фоточувствительных матриц до единиц фотоэлектронов. Вопрос разработки бленд заслуживает отдельной статьи, но так или иначе их развитие сводится к поиску более эффективных светопоглощающих покрытий, способных выдерживать космические условия эксплуатации: вакуум, температуры, радиация. Достижения в области снижения собственных шумов матриц напрямую зависят от успехов в электронной промышленности.

Следует заметить, что в настоящий момент существуют фотоприёмные устройства, позволяющие работать с более короткими экспозициями по сравнению со значениями, приведёнными в табл. 2. Это ПЗС-матрицы с встроенным множителем электронов в выходном регистре. Они позволяют регистрировать однофотонные события. Однако их использование в приборах звёздной ориентации требует весьма длительного этапа предварительных исследований и может рассматриваться лишь как отдалённая перспектива.

При создании приборов звёздной ориентации следует помнить, что самое важное их качество с точки зрения системы управления — это надёжность, которая не должна разминиваться ни на какие другие функциональные параметры.

ANALYSIS OF CURRENT STATE AND DEVELOPMENT PROSPECTS OF STAR TRACKERS OF BOKZ FAMILY

G. A. Avanesov, R. V. Bessonov, A. A. Forsh, A. A., M. I. Kudelin

Space Research Institute of Russian Academy of Sciences (IKI RAN)

A history of developing the BOKZ family star trackers created at the Optico-physical department of the Space Research Institute (IKI RAN) is briefly described. Further ways to improve the star trackers using CMOS and PLD are outlined. Different configurations of the star trackers with external optical heads are presented. An expediency of integrating triaxial angular velocity sensors based on the MEMS technology into the star trackers is substantiated.

Keywords: spacecraft, star sensor orientation, BOKZ, CCD, CMOS matrix, optical head, angular velocity sensor, MEMS.

Avanesov Genrikh Aronovich — chief researcher, doctor of technical science, professor, genrikh-avanesov@yandex.ru

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

Forsh Anatoly Anatolievich — leading researcher, PhD, forsh@ofo.iki.ru

Kudelin Mikhail Ivanovich — project chief designer, mkudelin@nserv.iki.rssi.ru

АСТРОИНЕРЦИАЛЬНАЯ НАВИГАЦИОННАЯ СИСТЕМА

Г. А. Аванесов¹, Р. В. Бессонов¹, Н. Н. Брысин¹, А. Н. Куркина¹,
А. С. Лискив¹, М. Б. Людомирский², И. С. Каютин², Н. Е. Ямщиков²,
А. Л. Гаврилов³, С. В. Гульцов³, Ю. В. Степанов³

¹ Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН)

² ООО «Научно-производственный комплекс (НПК) «Электрооптика»

³ ЗАО «ЭЛСИ»

Оптико-физическим отделом ИКИ РАН и ООО «НПК «Электрооптика» при участии ЗАО «ЭЛСИ» была разработана астроинерциальная навигационная система (АИНС), предназначенная для использования на летательных аппаратах. Данная система состоит из блока бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) и астровизирующего устройства (АВУ). БИНС построена на базе лазерных гироскопов и кварцевых акселерометров. АВУ состоит из звёздного и солнечного датчиков, блоков обработки информации и питания.

Ключевые слова: бесплатформенная навигационная система, астроинерциальная навигационная система, звёздный датчик.

Оптико-физическим отделом ИКИ РАН и ООО «НПК «Электрооптика» при участии ЗАО «ЭЛСИ» была разработана и создана астроинерциальная навигационная система (АИНС), предназначенная для установки на летательные аппараты (ЛА).

Современные бесплатформенные инерциальные системы (БИНС), построенные на основе лазерных гироскопов, обладают малым шумом измерений пространственной ориентации (менее 1 угл. с). Однако таким системам свойственна накапливающаяся погрешность, которая может достигать десятков угловых минут по крену и тангажу ЛА и единиц угловых минут по истинному курсу. Кроме погрешности определения ориентации в БИНС накапливается ошибка по определению местоположения. Для компенсации погрешности по определению местоположения совместно с БИНС используют спутниковую навигационную систему (СНС).

Для решения ряда задач требуется определить пространственную ориентацию ЛА с погрешностью, не превышающей нескольких угловых секунд. Для этих целей требуется измерить ориентацию ЛА относительно объектов с известным положением в пространстве. В качестве таких объектов могут

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

Бессонов Роман Валерьевич — заведующий отделом, кандидат технических наук, besson777@rambler.ru

Брысин Николай Николаевич — научный сотрудник, кандидат технических наук, brysin@mail.ru

Куркина Анна Николаевна — младший научный сотрудник, kurkinaan@mail.ru

Лискив Артём Станиславович — программист, liskivAS@list.ru

Людомирский Максим Борисович — главный конструктор, optica@aviel.ru

Каютин Иван Сергеевич — главный специалист, kayutin@mail.ru

Ямщиков Николай Евгеньевич — начальник отдела, n.yam@mail.ru

Гаврилов Алексей Леонидович — главный конструктор

Гульцов Сергей Владимирович — заместитель начальника отдела

Степанов Юрий Владимирович — заместитель начальника отдела

выступать как звёзды, так и Солнце. В открытом доступе находится информация о системе LN-120G производства Northrop Grumman, выполняющая круглосуточное измерение ориентации по звёздам. Эта система построена на основе ИК-телескопа со следящим приводом, наводящим телескоп на нужный участок неба, в котором по прогнозу располагается звезда. В каталоге этой системы находится 57 звёзд с видимой яркостью до 2^m . При наличии ошибки определения ориентации положение звезды будет отличаться от прогнозируемого. В результате, определив новое положение звезды и произведя соответствующие расчёты, система вычислит как текущую ориентацию, так и разницу между априорной и измеренной ориентацией, т. е. величину накопленной ошибки.

1. ОПИСАНИЕ РАЗРАБОТАННОГО УСТРОЙСТВА

В оптико-физическом отделе ИКИ РАН было разработано астровизирующее устройство (АВУ), которое совместно с БИНС, разработанной в ООО «НПК «Электрооптика», образуют астроинерциальную навигационную систему. На рис. 1 приведена упрощённая структурная схема АИНС.

Ведущим устройством в АИНС является БИНС, которая измеряет по своим датчикам текущие ориентацию и координаты в местной системе координат (СК). Для коррекции ошибки текущего местоположения БИНС и получения отсчётов точного времени используется спутниковая навигационная система. Для проведения коррекции текущей ориентации в местной СК БИНС рассчитывает ориентацию АИНС во второй экваториальной СК и передаёт эти значения ориентации в АВУ.

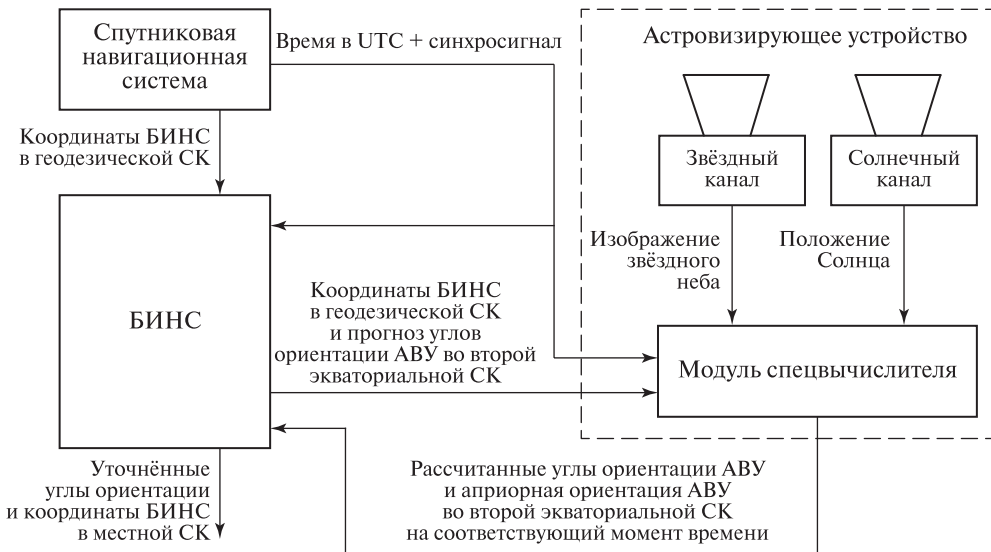


Рис. 1. Упрощённая структурная схема АИНС. UTC — всемирное координированное время (англ. Coordinated Universal Time)

Астровизирующее устройство имеет в своём составе спецвычислитель, звёздный и солнечный каналы. При работе со звёздным каналом АВУ использует информацию об ориентации, поступающую от БИНС, в качестве априорной и прогнозирует на её основе расположение фрагментов кадра, содержащих изображения наиболее ярких звёзд. Такой режим работы АВУ далее будет именоваться «оконным», а фрагменты кадра с изображением звёзд — «окнами». После расчёта положения окон спецвычислитель АВУ запрашивает нужные фрагменты кадра у астрокамеры, которая производит съёмку участка неба и передаёт в спецвычислитель изображения запрошенных окон. Затем в спецвычислителе происходит обработка этих изображений, локализация и распознавание объектов с последующим расчётом ориентации. Полученные значения вместе с априорной ориентацией передаются из АВУ в БИНС, в которой происходит расчёт величины ошибки и последующая коррекция ориентации.

При нахождении Солнца в поле зрения солнечного канала в БИНС также возвращаются априорное и измеренное значения направления на Солнце.

Для АВУ были специально разработаны объектив, камера звёздного канала, солнечный датчик и блок электроники. Объектив (разработанный в ОАО «ЛОМО») имеет фокусное расстояние 125 мм, относительное отверстие 1:4. Для поддержания температуры выше $+5\text{ }^{\circ}\text{C}$ (с целью уменьшения влияния температуры на оптические характеристики объектива) в объектив встроен нагревательный элемент. На выходе объектива располагается интерференционный фильтр, пропускающий оптическое излучение с длинами волн выше 700 нм. Камера звёздного канала разработана ЗАО «ЭЛСИ». Она обладает следующими основными параметрами и свойствами:

- приёмник изображения на основе ПЗС (прибор с зарядовой связью, *англ.* CCD, Charge-Coupled Device) размером 8176×6132 пикс;
- элемент Пельтье для охлаждения ПЗС;
- ускоренное считывание через два выходных регистра ПЗС;
- пропуск ненужных строк при считывании.

Солнечный датчик, разработанный в оптико-физическом отделе ИКИ РАН, является автономным прибором и обладает следующими основными параметрами и свойствами:

- приёмник изображения на основе матрицы с активным пикселом (КМОП) размером 2048×2048 пикс;
- эквивалентное фокусное расстояние 4 мм;
- диаметр точечной диафрагмы 110 мкм;
- встроенные нагревательные элементы и термодатчики.

В блок электроники АВУ, разработанный ЗАО «ЭЛСИ», входит спецвычислитель на основе двухъядерного процессора, система обеспечения теплового режима АВУ, технологический интерфейс на основе волоконно-оптической линии связи и блок питания АВУ.

На рис. 2 показаны конструкция АИНС и расположение основных блоков в системе. Как видно на рис. 2, основную часть объёма АИНС занимает АВУ, в центре которого расположен звёздный канал, состоящий из бленды, объектива и камеры. Слева располагается солнечный датчик. Пространство внутри АВУ, где располагаются солнечный и звёздный каналы, заполнено

азотом под давлением во избежание выпадения конденсата. Смотровые окна в наружной панели выполнены из лейкосапфира. Корпус блока электроники крепится на боковой поверхности АВУ и выполнен из ребристых панелей для улучшения рассеяния тепла. С другой стороны АВУ крепится БИНС.

Основные параметры звёздного канала АВУ:

- Поле зрения $22 \times 17^\circ$
- Угловой размер пиксела 10×10 угл. с
- Длительность экспозиции 30...70 мс
- Длительность цикла определения ориентации. . . 3 с

Основные параметры солнечного канала АВУ:

- Поле зрения $100 \times 100^\circ$
- Угловой размер пиксела 176×176 угл. с
- Диапазон штатной длительности экспозиции . . . 2...500 мс
- Длительность цикла определения ориентации. . . 100 мс

Задача АВУ — измерение собственной ориентации в местной системе координат по звёздам и Солнцу. Для обеспечения проведения измерения БИНС передаёт в АВУ данные о текущей априорной ориентации и угловой скорости, а также сопроводительную информацию. Эти данные позволяют АВУ спрогнозировать положение интересующих звёзд на кадре и обрабатывать только те фрагменты кадра — «окна», в которых прогнозируются звёзды, т. е. работать в так называемом оконном режиме. Это значительно сокращает время обработки изображения. Низкое среднеквадратичное отклонение (СКО) шума измерений ориентации БИНС обеспечивает сложение «окон» для каждой звезды, что приводит к выделению звезды из шума фона изображения.

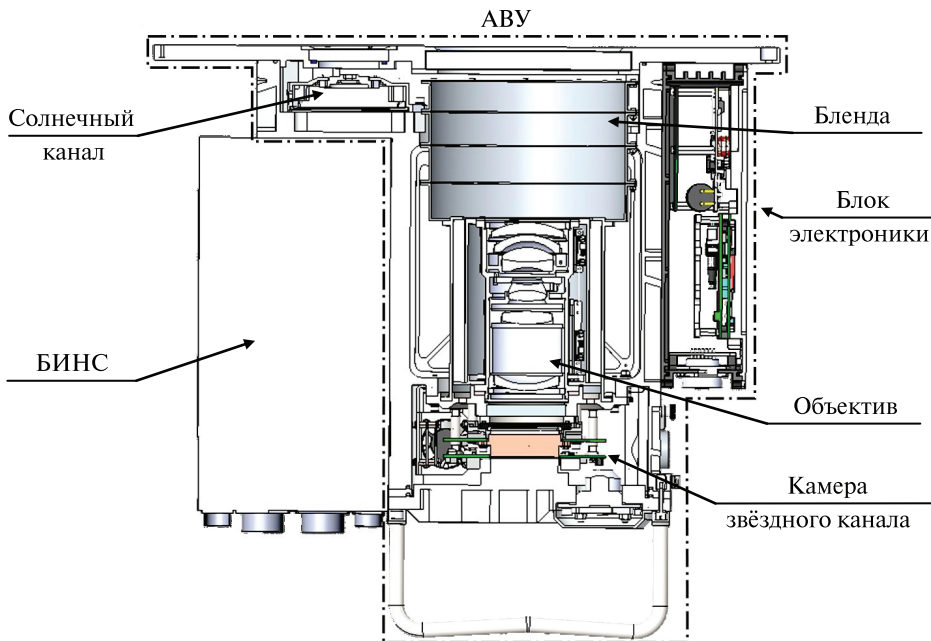


Рис. 2. Конструкция АИНС (АВУ+БИНС)

Анализируя угловую скорость и ориентацию БИНС во время экспонирования, АВУ заранее отбраковывает кадры, которые превысили допустимое угловое перемещение, т. е. произошло смазывание изображения. Таким образом, для успешного функционирования АВУ решает следующие задачи:

- определить параметры ориентации по звёздам при наличии фона от дневного неба, в том числе:
 - уменьшить длительность процесса определения ориентации по звёздам за счёт «оконного» режима;
 - обеспечить работу звёздного канала при широком диапазоне яркости дневного неба за счёт усреднения «окон»;
 - прогнозировать смазывание изображения для уменьшения потерь времени на обработку смазанных кадров;
- при засветке Солнцем звёздного канала определить направление на Солнце.

2. АЛГОРИТМ РАБОТЫ АСТРОВИЗИРУЮЩЕГО УСТРОЙСТВА

На рис. 3 приведена циклограмма работы звёздного канала АВУ. Перед экспонированием запускается алгоритм прогнозирования смазывания изображения, который состоит из двух функций — априорной и апостериорной оценок смазывания изображения. Первая функция заключается в оценке угловой скорости, поступающей от БИНС с частотой 100 Гц. В случае поступления компонент угловой скорости со значениями, лежащими в рамках установленных границ, алгоритм формирует команду на экспозицию. Выполнение команды требует некоторого времени, за которое носитель может совершить угловое движение, приводящее к смазыванию. Поэтому во время съёмки выполняется вторая функция — анализ поступающих данных от БИНС и оценка величины смазывания. АВУ вычисляет априорные значения времени открытия и закрытия затвора объектива и проверяет поступающие пакеты от БИНС на предмет допустимого углового смещения во время экспонирования. Если угловое смещение при экспонировании превысило установленное значение, то цикл съёмки кадра перезапускается.

Из априорных значений времени открытия и закрытия затвора вычисляется время середины экспонирования. На этот момент времени рассчитываются априорная ориентация и положение «окон» на кадре. Перед считыванием кадра в камеру звёздного канала передаются координаты и размер интересующих фрагментов кадра.

После завершения считывания фрагментов кадра проводится апостериорная оценка смазывания — заново проверяются сохранённые пакеты от БИНС на предмет превышения допустимого углового смещения во время экспонирования (на рис. 3 не показано). При этом из сопроводительной информации к кадру известны точные времена открытия и закрытия затвора объектива. Такая повторная проверка необходима, так как затвор объектива обеспечивает точность длины экспозиции в пределах 15 мс. В случае если оказывается, что за время экспонирования произошло недопустимое угловое смещение, — кадр не берётся в обработку. Если угловое смещение находилось в допустимых пределах, АВУ проводит обработку изображения с последующим расчётом ориентации.

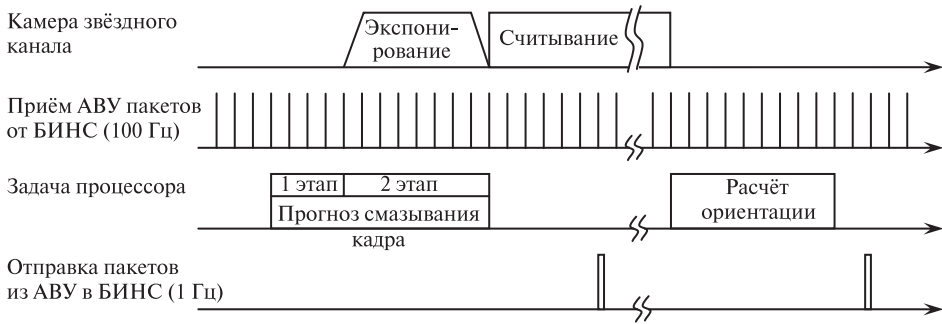


Рис. 3. Циклограмма работы звёздного канала АВУ (временной масштаб не соблюден)

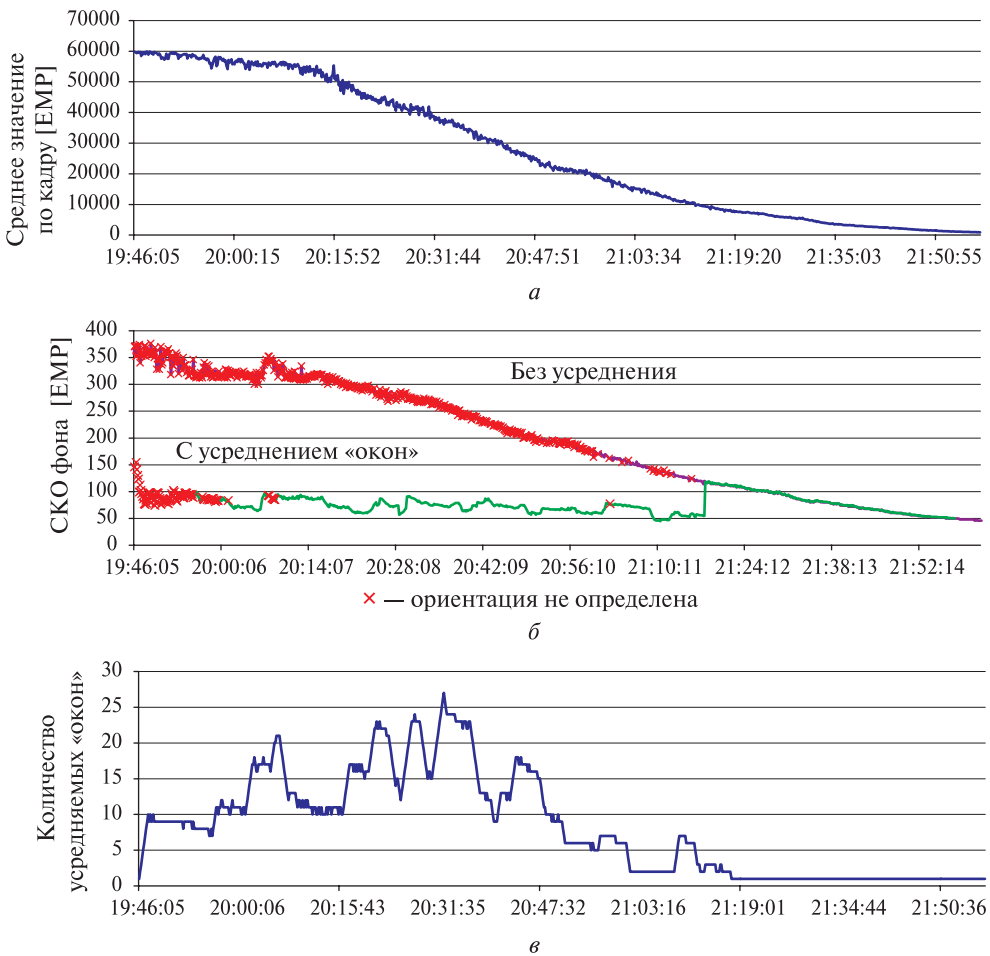


Рис. 4. Результаты отработки алгоритма цифрового усреднения при наземной обработке: *а* — уровень сигнала в «окнах»; *б* — СКО фона в «окнах»; *в* — количество усредняемых «окон»; EMR — единица младшего разряда АЦП (аналого-цифровой преобразователь; *англ.* ADC, Analog-to-digital converter)

При увеличении уровня фона от дневного неба происходит увеличение СКО фона, что приводит к невозможности выделить изображение звезды из шума фона. Для расширения рабочего диапазона яркости фона предложен метод цифрового усреднения «окон», реализация которого обеспечивается низким шумом измерения ориентации БИНС. Сложение «окон» из смежных кадров для отдельной звезды приводит к уменьшению СКО шума фона пропорционально квадратному корню от количества сложенных «окон». Изображение звезды, напротив, становится ярче из-за того, что оказывается в одном и том же месте относительно центра «окна». В результате увеличивается отношение сигнал/шум и появляется возможность для локализации звезды на фоне неба. На рис. 4 приведены результаты отработки алгоритма цифрового усреднения при наземных испытаниях.

3. АДАПТАЦИЯ БОРТОВОГО КАТАЛОГА К СПЕКТРАЛЬНЫМ ХАРАКТЕРИСТИКАМ ЗВЁЗДНОГО КАНАЛА

При функционировании прибора в оконном режиме прогнозируется положение 10 самых ярких звёзд. В связи с этим на этапе создания бортового каталога звёзды в рамках каждого сектора ранжируются по их видимой звёздной величине. Однако, так как оптическая система АБУ содержит светофильтр, интегральная яркость звезды зависит не только от видимой яркости, но и от её спектрального класса.

Для иллюстрации этого явления на рис. 5 и 6 приведены изображения звёзд на плоскости ПЗС-матрицы (а также их интегральные яркости) с использованием светофильтра и без, полученные в процессе испытаний макета АБУ.

Из сравнения полученных результатов видно, что после установки светофильтра яркость звезды класса МВ* уменьшилась в 1,7 раза, а звезды класса А0 — в 8,7 раза.

Приведём среднее отношение яркости звёзд до и после установки светофильтра для звёзд разных спектральных классов:

Спектральный класс	Отношение яркости
А	9,5
F	5,6
G	5,1
К	4,0
М	2,2

Для ранжирования каталога по величине реальной яркости, а не по видимой звёздной величине была проведена следующая работа:

- нахождение зависимости эквивалентной яркости звёзд от спектрального класса;
- определение яркости звёзд по спектральному классу и звёздной величине.

Звезде каждого спектрального класса ставится в соответствие её температура согласно табл. 1.

* Второй символ в обозначении спектрального класса — подкласс (0...9, А, В).

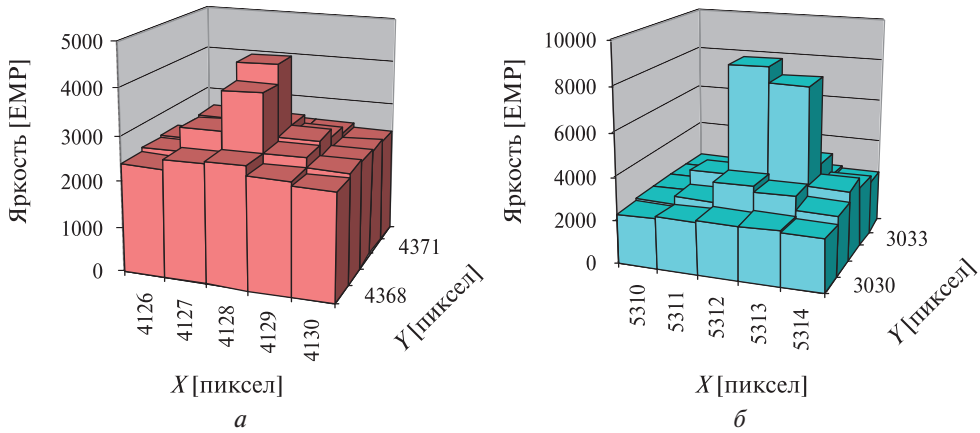


Рис. 5. Яркость звёзд без использования светофильтра:
 а — звезда 6,7 МВ (3413 ЕМР); б — звезда 4,4 А0 (2080 ЕМР)

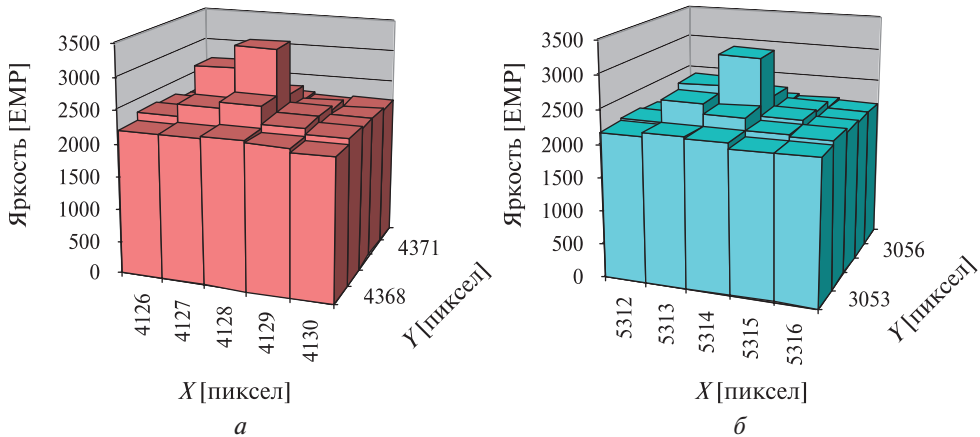


Рис. 6. Яркость звёзд с использованием светофильтра:
 а — звезда 6,7 МВ (3413 ЕМР); б — звезда 4,4 А0 (2080 ЕМР)

Таблица 1. Температура и истинный цвет звёзд

Спектральный класс	Температура, К	Истинный цвет
О	30 000...60 000	Голубой
В	10 000...30 000	Бело-голубой
А	7500...10 000	Белый
F	6000...7500	Жёлто-белый
G	5000...6000	Жёлтый
К	3500...5000	Оранжевый
М	2000...3500	Красный

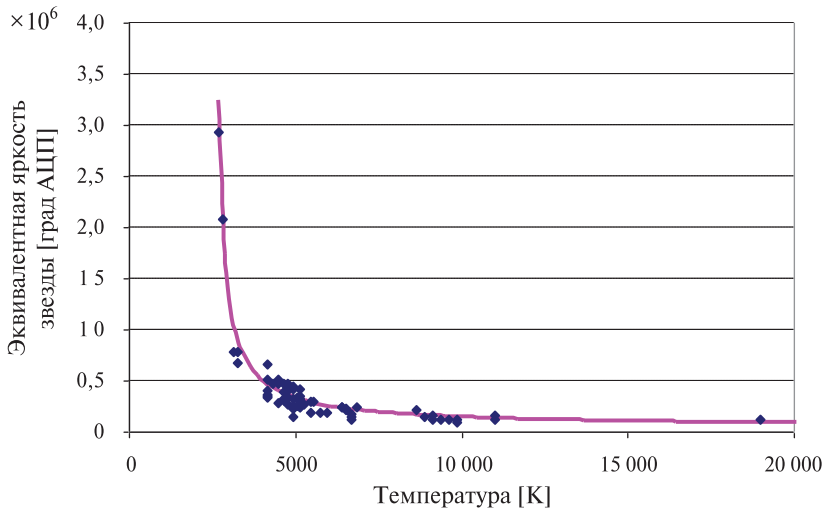


Рис. 7. Зависимость эквивалентной яркости звезды от её температуры

Так, например, звезде класса A0 будет соответствовать температура $\sim 10\,000$ К, A9 — ~ 7500 К.

По кадру ночного звёздного неба, полученному при значении времени экспозиции 1 с, были распознаны 80 звёзд. По спектральному классу звезды рассчитана её температура:

$$T = f(S).$$

Далее была рассчитана эквивалентная яркость звезды (т. е. яркость звезды приведена к 0-й звёздной величине):

$$I'_3 = I \times 2,512^m.$$

На рис. 7 представлена зависимость эквивалентной яркости звезды $I_3(T)$ от её температуры и аппроксимация этой зависимости:

$$I_3(T) = \left(0,05 + \frac{720}{T - 2450} \right) \cdot 10^6. \quad (1)$$

По спектральному классу звезды определяется температура, по температуре с использованием формулы (1) — эквивалентная яркость, с учётом звёздной величины — расчётное значение яркости звезды:

$$I_p = \frac{I_3(T)}{2,512^m}. \quad (2)$$

В пределах каждого сектора звёзды ранжируются по убыванию расчётной яркости звезды.

В табл. 2 приведены результаты распознавания 10 самых ярких звёзд до и после учёта влияния светофильтра, соответственно.

Из приведённой таблицы видно, что ранжирование звёзд каталога по яркости с учётом светофильтра позволяет прогнозировать положение более ярких звёзд, чем при ранжировании по звёздной величине.

Таблица 2. Результаты распознавания 10 наиболее ярких звёзд

№ п/п	Звёздная величина	Спектральный класс	Расчётная яркость I_p [EMР]
Ранжирование по звёздной величине			
1	3,0	A0	12 701
2	3,2	K0	22 934
3	3,9	A2	6739
4	4,0	K0	14 575
5	3,9	K3	20 092
6	4,3	A3	3622
7	4,6	A2	1687
8	4,6	F5	4688
9	4,6	G0	3729
10	4,8	A3	1935
Ранжирование по звёздной величине и спектральному классу			
1	3,2	K0	22 934
2	4,0	K0	14 575
3	3,9	K3	20 092
4	3,0	A0	12 701
5	6,4	M5	7361
6	6,0	M4	8634
7	5,4	M2	5382
8	5,2	M1	6407
9	5,9	M3	3202
10	3,9	A2	6739

4. РАСЧЁТ ЧИСЛА УСРЕДНЯЕМЫХ КАДРОВ

Среднеквадратичное отклонение сигнала, подчиняющегося нормальному закону распределения плотности вероятности, при усреднении по N измерениям уменьшится в \sqrt{N} раз.

Согласно теории, СКО одиночного кадра (σ_0) и кадра, полученного усреднением N кадров (σ_N), связаны соотношением

$$\frac{\sigma_0}{\sigma_N} = \sqrt{N}. \quad (3)$$

Далее необходимо выявить предельное соотношение сигнал/шум, при котором возможно различить объект на фоне шума. Экспериментально было определено, что для гарантированной локализации объекта должно выполняться условие

$$\frac{I_3}{\sigma_\Phi} > 15, \quad (4)$$

где I_3 — интегральная яркость звезды; σ_Φ — СКО фона.

Таким образом, при расчёте числа усредняемых кадров:

- оценивается СКО фона изображения;
- рассчитывается по формулам (1) и (2) значение интегральной яркости 5-й по счёту звезды в поле зрения прибора;
- по формулам (3) и (4) определяется число усредняемых кадров.

5. СКАНИРОВАНИЕ БОРТОВОГО КАТАЛОГА

Для успешного определения параметров ориентации необходимо не менее трёх распознанных объектов. Сканирование каталога проводится с целью определения минимальной яркости звезды. Исходя из этой величины будет определено число кадров, которые необходимо суммировать для накопления требуемого отношения сигнал/шум.

Сканировалась вся небесная сфера для выявления минимальной интегральной яркости звезды 3-й, 4-й и 5-й по счёту в поле зрения прибора.

Сканирование осуществлялось заданием различных положений прибора относительно инерциальной системы координат при изменении угла склонения от -90 до $+90^\circ$, угла прямого восхождения от 0 до 360° . Величина шага перебора положений прибора:

- $h_\delta = 1^\circ$ — постоянный шаг по углу склонения;
- $h_\alpha = \frac{h_\delta}{\cos(\delta)}$ — переменный шаг по углу прямого восхождения;
- $h_{Az} = 10^\circ$ — постоянный шаг по углу азимута.

Для каждого набора значений α , δ , Az выполнялся следующий расчёт:

- вычисление матрицы ориентации для заданного положения;
- прогнозирование положения 10 самых ярких звёзд на ПЗС-матрице прибора;
- расчёт теоретического значения интегральной яркости звезды с учётом её звёздной величины и спектрального класса.

В табл. 3 приведены вероятности нахождения в поле зрения прибора звёзд, яркость которых меньше заданной (от 200 до 500 ЕМР) при штатном времени экспозиции. Также приведено число кадров, необходимое для усреднения и гарантированной локализации объекта на кадре при максимально допустимом уровне фона.

Таблица 3. Результаты сканирования бортового каталога

Номер звезды по яркости в поле зрения прибора	Граничное значение яркости звезды						
	200	250	300	350	400	450	500
3	99,9999	99,95	99,65	99,54	99,18	98,46	97,29
4	99,9991	99,83	99,19	98,77	97,75	95,91	92,61
5	99,9793	99,54	98,42	97,21	95,06	91,21	84,99
Минимальное количество усредняемых кадров	163	105	73	54	41	33	27

Как видно из табл. 3, в 95 % случаев достаточно не более 40 кадров для гарантированной локализации пяти наиболее ярких звёзд на кадре при максимально допустимом уровне фона (60 000 ЕМР).

6. ОЦЕНКА ТОЧНОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ОРИЕНТАЦИИ

Оценка точности астрокамеры осуществлялась по результатам стендовых и натурных испытаний. Предельная точность определения параметров ориентации оценивается при работе прибора со статическим изображением участка звёздного неба на стенде динамических испытаний (СДИ). В этом режиме при времени экспозиции $T_{exp} = 1000$ мс погрешность определения параметров ориентации составляет сотые доли угловых секунд по углу склонения и десятые доли — по углу азимута (табл. 4).

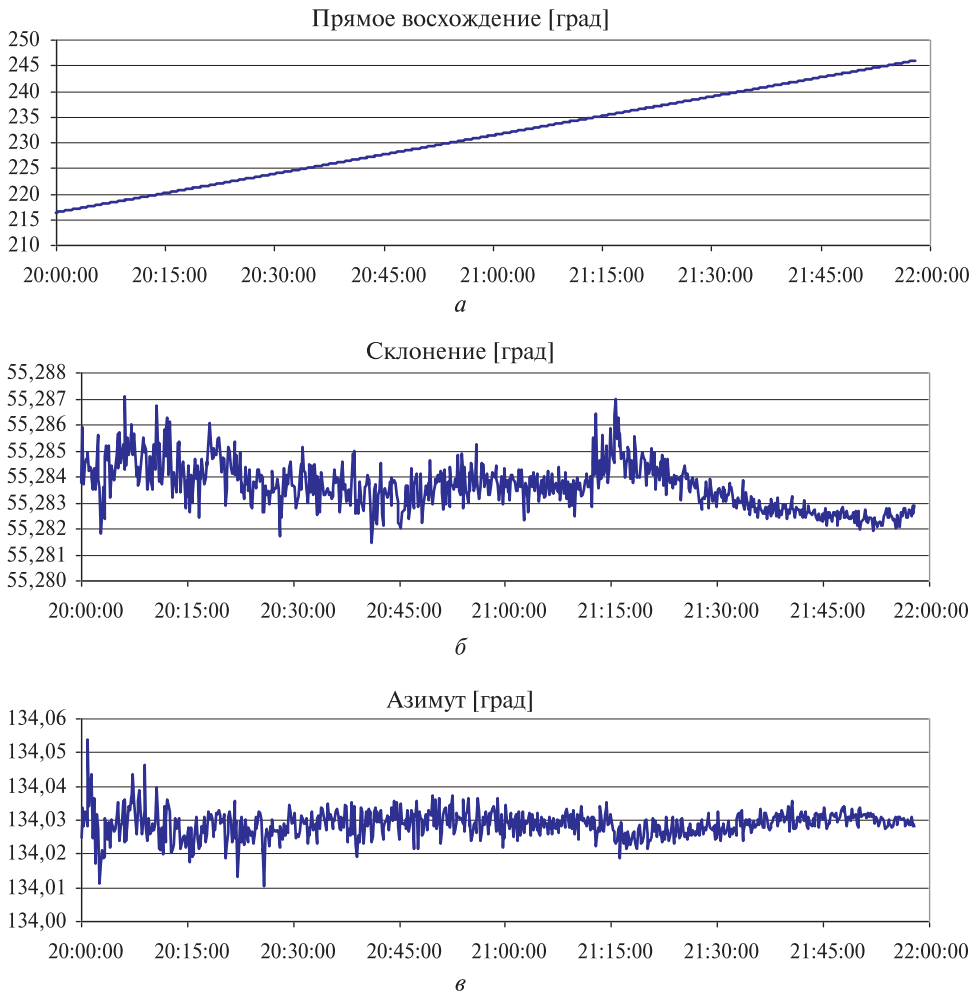


Рис. 8. Результаты натурных испытаний 6 июля 2014 г.: *a* — изменение угла прямого восхождения; *б* — изменение угла склонения; *в* — изменение угла азимута

Таблица 4. Оценка точности параметров ориентации при проведении стендовых и натуральных испытаний

Вид испытаний	Погрешность определения направления осей ПСК ($\sigma_z/\sigma_{x,y}$) [угл. с]	
	$T_{exp} = 1000$ мс	$T_{exp} = 50$ мс
Статика (СДИ)	0,032/0,12	0,24/1,18
Ночь (натурные испытания)	0,54/2,6	0,88/5,12
Закат (натурные испытания)	—	2,0/13,84

На рис. 8а–в представлены результаты испытаний астрокамеры от 6 июля 2014 г. При снижении уровня фона с 55 000 до 18 000 ЕМР, что соответствует углам Солнца от 6 до 1° над горизонтом, погрешность определения параметров ориентации при штатном значении экспозиции составляет 2 угл. с по углу склонения и 13,8 угл. с по углу азимута (по оценке на кратковременном интервале). При дальнейшем уменьшении уровня фона погрешность снижается до 0,9 угл. с по углу склонения и 5 угл. с по углу азимута, при том же времени экспозиции.

7. ПРОГРАММНО-АППАРАТНЫЙ КОМПЛЕКС ДЛЯ РАБОТЫ С АСТРОВИЗИРУЮЩИМ УСТРОЙСТВОМ И АСТРОИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМОЙ

В качестве аппаратного обеспечения было разработано два комплекта оборудования. Первый комплект — контрольно-испытательная аппаратура (КИА) — представляет собой персональный компьютер, в нём установлена PCIe-плата, на которой реализован волоконно-оптический интерфейс Fibre Channel (рис. 9). В АБУ также реализована поддержка этого интерфейса. Посредством данного интерфейса КИА получает от АБУ следующую информацию:

- данные информационного обмена по интерфейсу RS-422;
- кадры, полученные камерой звёздного канала;
- фрагменты кадра с изображением звезды («окна»);
- результат работы алгоритма прогнозирования смазывания изображения;
- данные обработки изображения;
- дополнительную информацию, полученную при определении ориентации.

Второй комплект — «Регистратор» — представляет собой персональный компьютер в защищённом корпусе, содержащий плату волоконно-оптического интерфейса Fibre Channel. Основное назначение «Регистратора» — запись и хранение информации, полученной от АБУ при автономной работе АИНС. Помимо этого, «Регистратор» содержит программный модуль «Работа с файлами» (рис. 10), аналогичный используемому в КИА.

Для отработки АБУ было разработано ПО «КИА АБУ», состоящее из двух частей. Первая часть — «Работа с АБУ» — имитирует работу АБУ с БИНС

и позволяет задавать различные данные, передаваемые согласно протоколу информационного обмена между АВУ и БИНС. Данная часть ПО используется как для проверки работы АВУ, так и для исключения появления возможных нештатных ситуаций. Вторая часть — «Работа с файлами» — использует те же алгоритмы, что и в АВУ, и на основании полученных от АВУ данных, таких как графическая и текстовая информация, может подробно проанализировать его работу. Также ПО «Работа с файлами» имеет ряд средств, не используемых в АВУ и предназначенных для тестирования самих алгоритмов, а также нахождения оптимальных настроек и параметров АВУ.

В ПО «Работа с АВУ» предусмотрены возможность управления параметрами АВУ, а также средства и методы для работы с прибором как со стендом имитации звёздного неба (ИЗН), так и при натурных съёмках дневного и ночного неба. Для отработки работы АВУ при сопряжении с КПА использовались следующие методы, обеспечивающие работу АВУ в оконном режиме:

- прогноз по паре кадров;
- прогноз по угловой скорости АВУ;
- прогноз по одному кадру и скорости вращения Земли.

Прогноз по паре кадров заключается в расчёте ориентации по каждому из этих кадров, без использования априорной ориентации. Затем производится расчёт направления и величины угловой скорости АВУ во второй экваториальной системе координат. При передаче пакетов, имитирующих посылки БИНС в АВУ, производится расчёт прогноза от первой матрицы ориентации на момент передачи через каждые 10 мс.

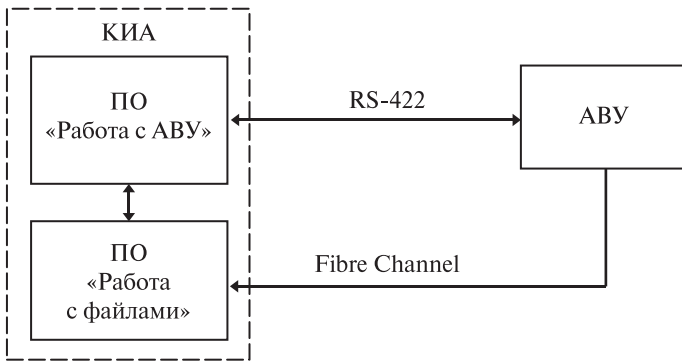


Рис. 9. Работа КИА с АВУ в режиме имитации БИНС

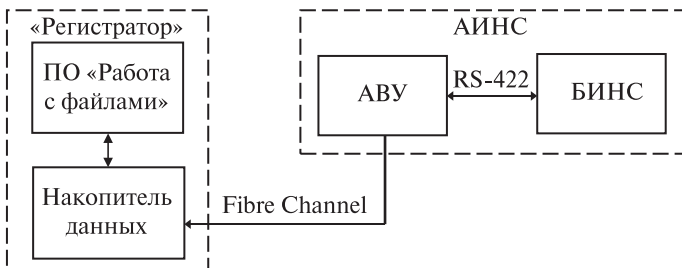


Рис. 10. Совместная работа «Регистратора» и АИНС

Недостаток этого метода состоит в том, что при длительной работе АВУ в априорной ориентации накапливается существенная ошибка из-за погрешности определения угловой скорости. В некоторый момент времени расхождение прогноза и полученной ориентацией приводит к выходу прогнозируемых звёзд за пределы «окон», что приводит к потере ориентации.

Прогноз по угловой скорости АВУ используется для отработки алгоритма прогнозирования смазывания изображения. При этом по синусоидальному закону изменяются значения угловых скоростей в данных, передаваемых КПА в АВУ. Амплитуду и частоту изменения значений угловых скоростей можно изменять в настройках ПО «Работа с АВУ». Текущая априорная ориентация рассчитывается с учётом значений угловых скоростей. При этом определение ориентации по небу не возможно.

Метод прогноза по одному кадру и скорости вращения Земли используется для отработки усреднения «окон» в дневное время. Метод основан на постоянной скорости вращения Земли, и, зная ориентацию прибора в некоторый момент времени, можно с высокой точностью спрогнозировать текущую ориентацию. Для этого АВУ монтируется на неподвижном основании и в ночное время определяются параметры ориентации без использования априорных данных. Без изменения положения прибора в дневное время производится отработка метода усреднения «окон».

Программное обеспечение «Работа с файлами» включает набор инструментов для обработки отдельных кадров, групп кадров с привязкой к текстовым протоколам и без, получение «окон» на основе прогноза и обработку полученных «окон», а также средства по расшифровке протоколов. Часть программного обеспечения «Работа с файлами» идентична таким же, используемым в АВУ, что позволяет находить оптимальные параметры и контролировать процесс обработки данных в АВУ.

По всем полученным результатам в ПО «Работа с файлами» и «Работа с АВУ» на монитор выводится текстовая информация, строятся графики и ведётся протокол с промежуточными результатами расчётов.

8. ЛЁТНЫЕ ИСПЫТАНИЯ АСТРОИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ

В августе 2014 г. были проведены лётные испытания АИНС. Полёт проходил на высоте 1000 м с кратковременным подъёмом на высоту 5000 м. Для записи телеметрической информации совместно с АИНС в полёте использовался комплект аппаратуры «Регистратор».

Продолжительность испытаний составила 101 мин, за которые было сделано 536 кадров. Из них 27 кадров не были взяты в обработку из-за положительного результата прогноза смазывания изображения. Ориентация была успешно определена по 422 кадрам, по остальным 82-м ориентация не была определена из-за облачности, попавшей в поле зрения. Из-за превышения допустимого углового смещения во время экспозиции 112 раз была перезапущена съёмка кадра.

На рис. 11 показаны графики угловых скоростей и значения скорости, в которые были получены кадры. Прямые линии показывают диапазон допустимых скоростей по осям, при которых возможна съёмка кадра.

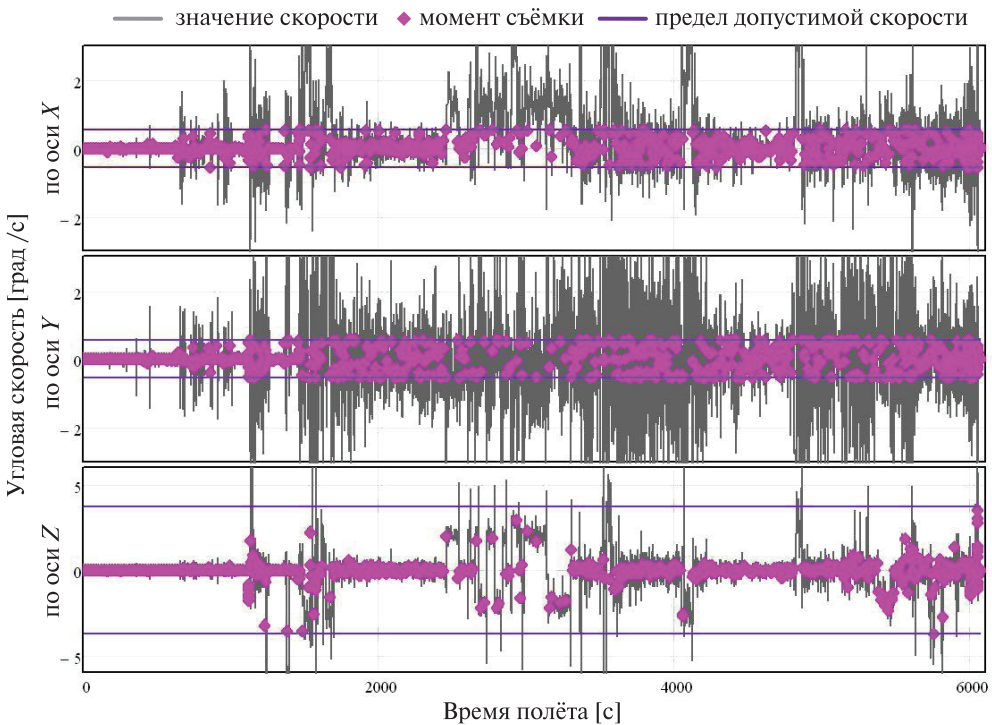


Рис. 11. Графики угловых скоростей и значения скорости, в которые были получены кадры

Для осей X и Y диапазон допустимых скоростей находится в пределах от $-0,54$ до $0,54$ град/с, а для оси Z — от $-3,5$ до $3,5$ град/с. Как видно на рис. 11, все кадры были сделаны в моменты времени, когда угловые скорости имели допустимые значения. Анализ данных телеметрии показал, что суммарное время ожидания АВУ допустимых скоростей для получения кадра составило более 18 мин.

Наземная отработка и лётные испытания подтвердили правильность выбранных решений, которые были приняты на этапе проектирования АИНС.

ВЫВОДЫ

- Создана астроинерциальная навигационная система без использования следящего привода в астровизирующем устройстве;
- разработан и успешно реализован алгоритм прогнозирования смазывания изображения в звёздном канале;
- разработан и успешно реализован принцип цифрового накопления «окон» с усреднением, что позволяет астровизирующему устройству функционировать при высоком уровне фона;
- пройдены лётно-конструкторские испытания, в результате которых были подтверждены характеристики прибора, заложенные на этапе проектирования.

STELLAR-INERTIAL NAVIGATION SYSTEM

G. A. Avanesov¹, R. V. Bessonov¹, N. N. Brysin¹, A. N. Kurkina¹, A. S. Liskiv¹, M. B. Ludomirskij², I. S. Kajutin², N. E. Yamschikov², A. L. Gavrilov³, S. V. Gultsov³, Y. V. Stepanov³

¹ Space Research Institute of Russia Academy of Science (IKI RAN)

² LLS NPK "Elektrooptika"

³ JSC "ELSI"

Aviation stellar-navigation system developed by Optical-Physical department of IKI RAN with the assistance of LLC NPK "Elektrooptika" and JSC "ELSI". The system integrates the inertial navigation system and the stellar vision device. The inertial system uses ring laser gyroscopes and quartz accelerometers. The stellar vision device consists of star and solar trackers and data processing block.

Keywords: Inertial navigation system, stellar-inertial navigation system, star tracker.

Avanesov Genrikh Aronovich — chief researcher, doctor of technical science, genrikh-avanesov@yandex.ru

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

Brysin Nikolay Nikolaevich — research associate, PhD, brysin@mail.ru

Kurkina Anna Nikolaevna — junior researcher, kurkinaan@mail.ru

Liskiv Artem Stanislavovich — programmer, liskivAS@list.ru

Ludomirskij Maksim Borisovich — chief designer, optica@aviel.ru

Kajutin Ivan Sergeevich — main specialist, kayutin@mail.ru

Yamschikov Nikolay Evgen'evich — head of department, n.yam@mail.ru

Gavrilov Aleksey Leonidovich — chief designer

Gultsov Sergey Vladimirovich — deputy head of department

Stepanov Yuriy Vladimirovich — deputy head of department

ВЛИЯНИЕ ФОРМЫ ОДИНОЧНОЙ ЗВЕЗДЫ НА ТОЧНОСТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ СИСТЕМЫ ДАТЧИКОВ ГИДА ТЕЛЕСКОПА Т-170М

Е. В. Белинская, С. В. Воронков, А. В. Никитин, Н. А. Строилов, А. Л. Яскович

Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН)

Рассматриваются результаты моделирования процесса формирования изображений звёзд на ПЗС-матрицах датчиков гида из состава системы датчиков гида (СДГ). С использованием полученных изображений были оценены достижимые точностные характеристики СДГ при её функционировании в режиме определения угловых параметров.

Ключевые слова: система датчиков гида, звезда, моделирование, полуширина, среднеквадратическое отклонение, точность.

Система датчиков гида (СДГ) обеспечивает наведение и гидирование телескопа космической обсерватории «Спектр-УФ» по изображениям звёздного неба. Система состоит из трёх датчиков гида (ДГ), размещённых в фокальной поверхности телескопа, и блока обработки данных (БОД), вынесенного на внешнюю панель космического аппарата.

Предельная звёздная величина, разрешающая способность СДГ, точность определения направления на звезду определяются в первую очередь качеством получаемых изображений звёзд на ПЗС-матрицах (прибор с зарядовой связью; *англ.* charge-coupled device, CCD) каждого датчика гида. В процессе эксплуатации изображения звёзд формируются с помощью оптической системы телескопа Т-170М. Вид распределения освещённостей в получаемых изображениях звёзд определяется множеством факторов: технологией изготовления зеркал телескопа, точностью установки датчиков гида на посадочных местах, фокусировкой телескопа, тепловыми деформациями корпусов и положением ПЗС-матриц внутри корпусов ДГ.

В силу того, что на Земле нет возможности для проведения натуральных экспериментов и получения реальных кадров СДГ при помощи технологического или штатного образца телескопа Т-170М, на первый план выходит моделирование процесса формирования изображений звёзд на ПЗС-матрицах ДГ с учётом оптической схемы телескопа Т-170М и перечисленных выше факторов.

Моделирование изображений звёзд на ПЗС-матрице ДГ было проведено путём расчёта функции рассеяния точки (ФРТ). Звёзды были разбиты на четыре группы. В каждой группе учитывались те или иные особенности оптической системы (ОС) телескопа, ошибки установки ДГ и ПЗС-матрицы в корпусе ДГ. Описание групп приведено в табл. 1.

Белинская Евгения Валерьевна — математик, EVBelinskaya@yandex.ru

Воронков Сергей Владимирович — старший научный сотрудник, кандидат технических наук, servor@nserv.iki.rssi.ru

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

Строилов Николай Александрович — программист, n.stroilov@gmail.com

Яскович Александр Леонидович — главный специалист, yasa@hea.iki.rssi.ru

Таблица 1. Группы моделируемых звезд

Группа звезд	Кол-во звезд	Моделирование			Описание
		идеальной ОС Т-170	дефокусировки	ошибок установки ПЗС и ДГ, ошибок изготовления зеркал	
А	6	Нет	Нет	Нет	«Гаусс 2D». Изображение звезды в виде функции Гаусса второго порядка с разными значениями полуширины
В	6	Да	Нет	Нет	«Идеальные изображения телескопа Т-170М». Изображения звезд оптической системы телескопа Т-170М без учёта аберраций, ошибок изготовления оптических элементов телескопа и ошибок установки ДГ
С+250	6	Да	Да	Нет	«Дефокусировка СДГ». Изображения звезд оптической системы телескопа Т-170М с учётом изменения высоты установки ПЗС-матрицы (дефокусировки телескопа) на следующие значения: +250; +150; -150; -250 мкм. Другие ошибки не учитывались
С+150	6	Да	Да	Нет	
С-150	6	Да	Да	Нет	
С-250	6	Да	Да	Нет	
Д	6	Да	Да	Да	«Наихудший случай». Изображения звезд оптической системы телескопа Т-170М с учётом аберраций, некачественное изготовление зеркал, ошибки установки ДГ и ПЗС-матрицы в корпусе ДГ. Перебором из 100 вариантов выбран наихудший случай (с наибольшей полушириной изображения) при ошибках установки ПЗС-матрицы вдоль оптической оси (± 350 мкм), поперёк оптической оси (± 300 мкм), при наклонах детектора вокруг трёх осей (± 16 угл.с) и ошибках изготовления оптических элементов телескопа согласно предельным параметрам, указанным в техническом задании

В группе А формировалось изображение шести звезд со значениями полуширины от двух до семи пикселей. В группах В и Д моделировалось по шесть звезд в разных частях ПЗС-матрицы ДГ; в группе С — по шесть звезд для каждого из четырёх положений ПЗС-матрицы.

Моделирование звезд выполнялось в такой последовательности:

- *Моделирование детальных изображений звезд*: получение матриц распределения яркости (в условных относительных единицах) в области 128×128 мкм с шагом 0,5 мкм; для звезд группы А значения рассчитывались по формуле:

$$z = z_0 + A \exp \left\{ -\frac{1}{2} \left(\frac{x - xc}{w_1} \right)^2 - \frac{1}{2} \left(\frac{y - yc}{w_2} \right)^2 \right\}, \quad (1)$$

где: z — условная яркость звезды в элементе матрицы; x, y — координаты текущего элемента ($x, y \in [0 \dots 127]$ мкм); z_0 — начальная яркость звезды ($z_0 = 0$); A — высота поверхности ($A = 1$); x_c, y_c — координаты центра поверхности ($x_c = y_c = 63,5$ мкм); w_1, w_2 — полуширина моделируемой звезды по оси OX и OY соответственно.

Для звёзд групп В, С, D моделирование проводилось в программе Zetax.

- *Дискретизация*: преобразование детальных изображений к цифровому виду, получаемому на ПЗС-матрице ДГ; интегрирование условных яркостей «фрагментом» 16×16 мкм (размер одного пиксела ПЗС-матрицы ДГ) и получение изображения форматом 8×8 пикс (128×128 мкм).
- *Моделирование звёздной величины*: преобразование условных единиц яркости в градации АЦП, получаемых на ПЗС-матрице для звезды выбранной звёздной величины.
- *Моделирование шума электронного тракта ДГ*: наложение на полученное изображение нормально распределённого шума с заданными параметрами.

Как указывалось выше, в группе А значения яркостей в детальном изображении рассчитывались по формуле поверхности Гаусса (см. (1)).

Положение звёзд групп В, С и D на ПЗС-матрице датчика гида приведено на рис. 1, где показаны: внутренняя система координат (ВСК) датчиков гида ($O_{ВН} X_{ВН} Y_{ВН} Z_{ВН}$), система координат (СК) телескопа Т-170М ($O_{Т-170} X_{Т-170} Y_{Т-170} Z_{Т-170}$), направление оси OZ системы координат системы датчиков гида ($OZ_{СДГ}$). В табл. 2 приведены координаты моделируемых звёзд в ВСК и СК Т-170М. Моделирование производилось с шагом 0,5 мкм.

Таблица 2. Координаты моделируемых звёзд

№ звезды	X	Y	Y	Z
	в ВСК [мм]		в СК Т-170М [град]	
1	7,998	-7,895	-0,0270	-0,1753
2	0,000	-7,895	0,0000	-0,1753
3	-7,897	0,114	-0,0270	-0,2022
4	0,000	0,114	0,0000	-0,2022
5	0,000	8,122	0,0000	-0,2292
6	7,996	8,122	0,0270	-0,2292

На рис. 2–5 показаны примеры детальных и цифровых изображений звезды группы D («наихудший случай») в плоской и трёхмерной проекциях.

Из данных рис. 2–5 видно, что при оцифровке детальных изображений звёзд теряется их детализация, остаются наиболее выраженные элементы звезды. Детальные и цифровые изображения всех смоделированных звёзд приведены на рис. 6–7.

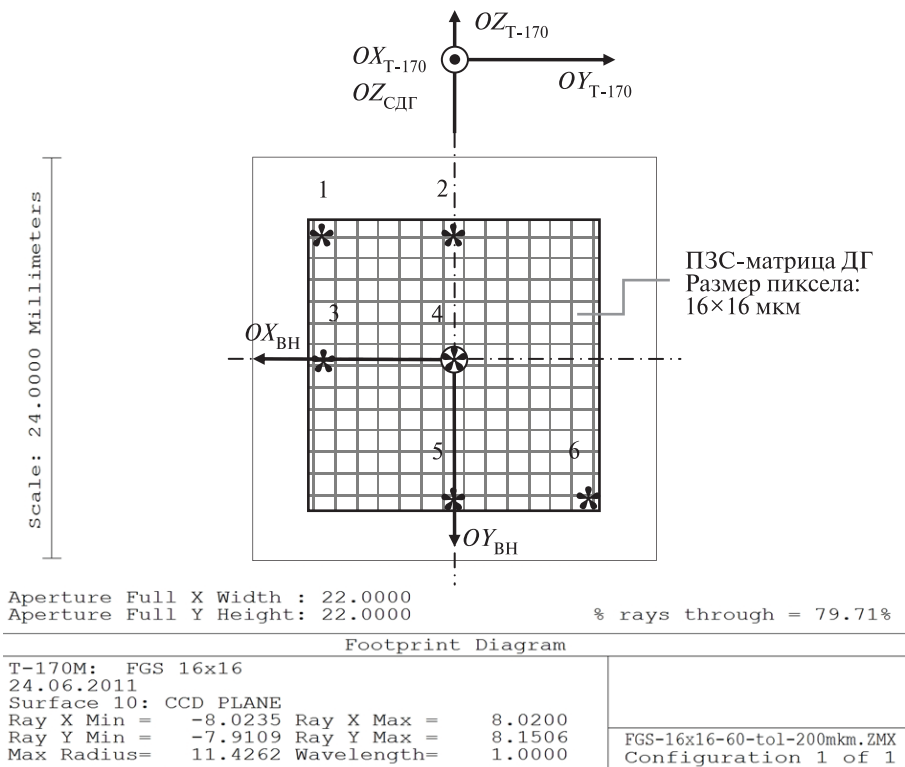


Рис. 1. Положение моделируемых звёзд относительно ПЗС-матрицы

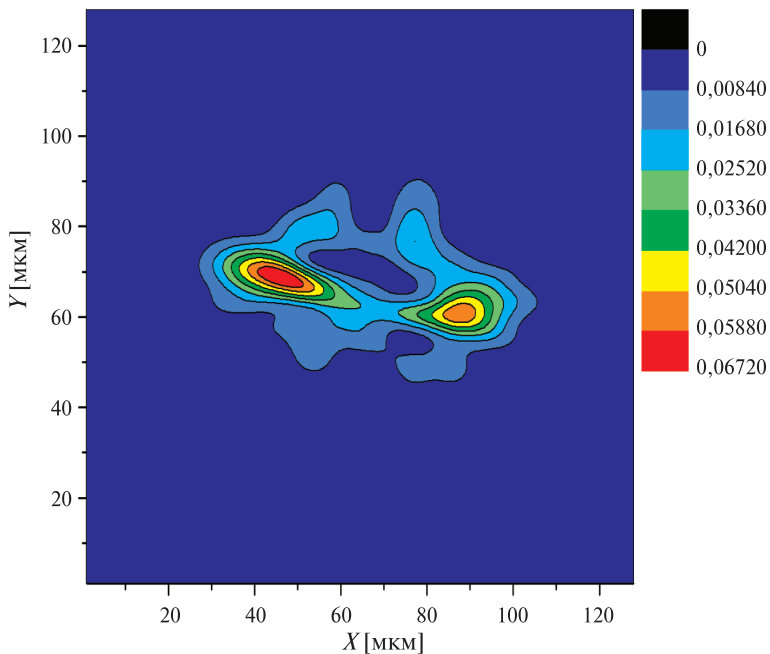


Рис. 2. Звезда № 6 группы D (детальное изображение, вид сверху)

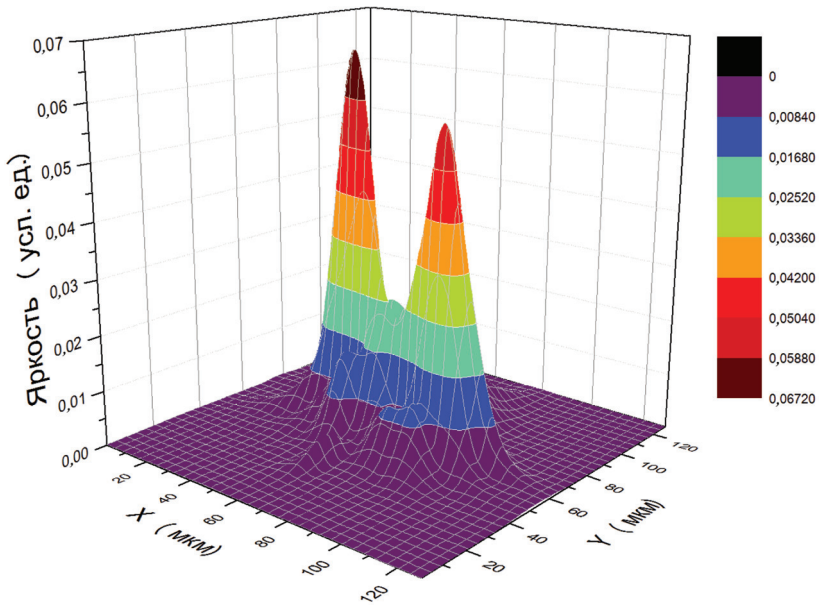


Рис. 3. Звезда № 6 группы D (трёхмерное детальное изображение)

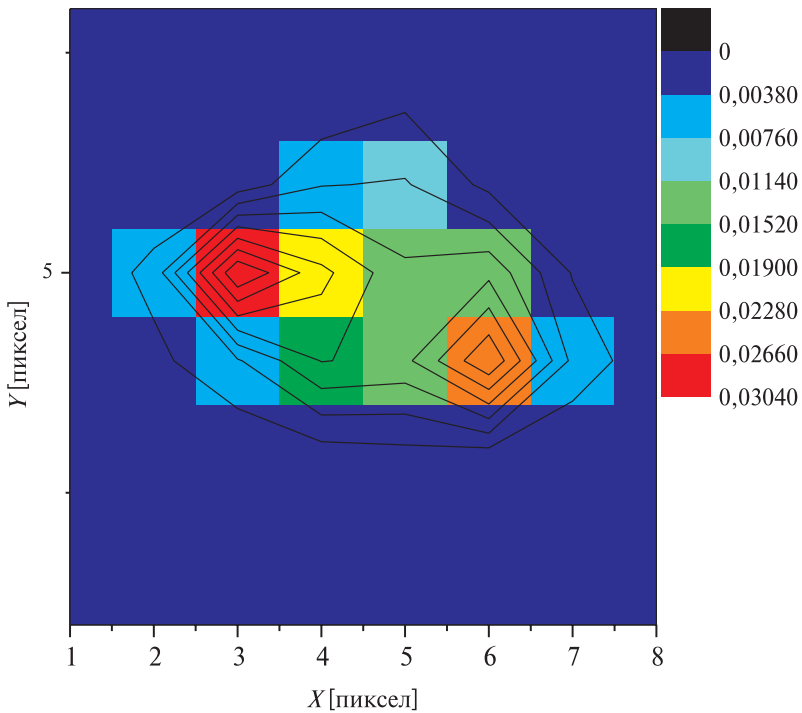


Рис. 4. Звезда № 6 группы D (цифровое изображение, вид сверху)

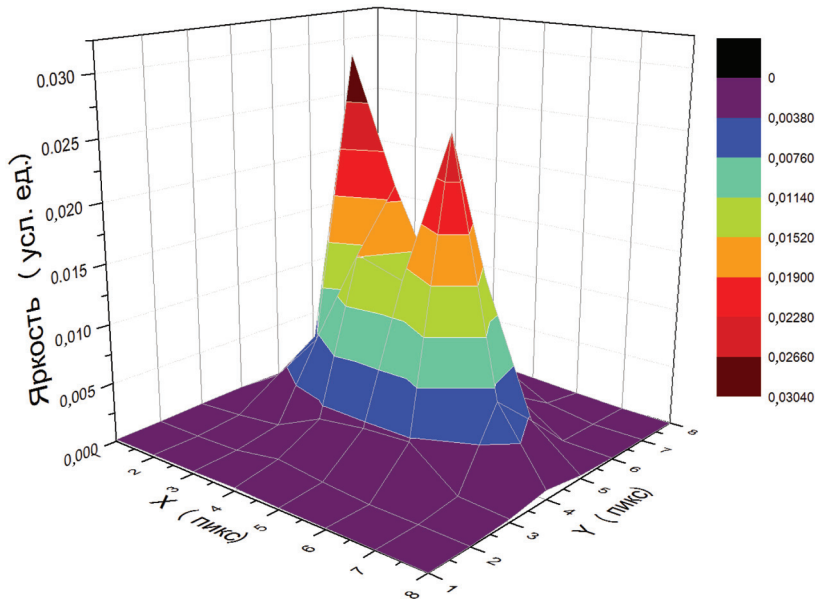


Рис. 5. Звезда № 6 группы D (трёхмерное цифровое изображение)

Оценка полученных детальных и цифровых изображений проводилась при выполнении следующих процедур:

- определение *взвешенного центра яркости* алгоритмами СДГ;
- расчёт *полуширины* звезды FWHM (*англ.* full width at half maximum) — полная ширина изображения звезды на половине максимальной яркости;
- расчёт *округлости* — отношения горизонтального ($D_{гор}$) и вертикального ($D_{верт}$) диаметров звезды по формуле $1 - D_{верт}/D_{гор}$; значение 0 означает, что звезда имеет форму идеальной окружности, 0,1 — звезда вытянута в одном направлении на 10 %;
- оценка ошибок, вносимых дискретизацией изображений, и ошибок, вносимых оптической системой.

Значения *полуширины* и *округлости* показывают качество изображений и фокусировки оптической системы. Идеальными считаются изображения звёзд в виде двумерной функции Гаусса, когда округлость равна нулю, а полуширина — $2\sqrt{2\ln 2} \cdot w$, при $w_1 = w_2 = 20$ мкм, FWHM = 2,9435 пикс. Звёзды с большей полушириной занимают большую площадь, следовательно, они размыты сильнее. Такие звёзды могут не превышать уровня фона и не локализоваться в СДГ. Вычисление полуширины и округлости проводилось по сформированным BMP (*англ.* bitmap picture) изображениям звёзд в программе Maxim DL ver. 4.01.

Под *ошибкой дискретизации* понималось смещение взвешенного центра звезды, вызванное преобразованием её детального изображения к цифровому виду.

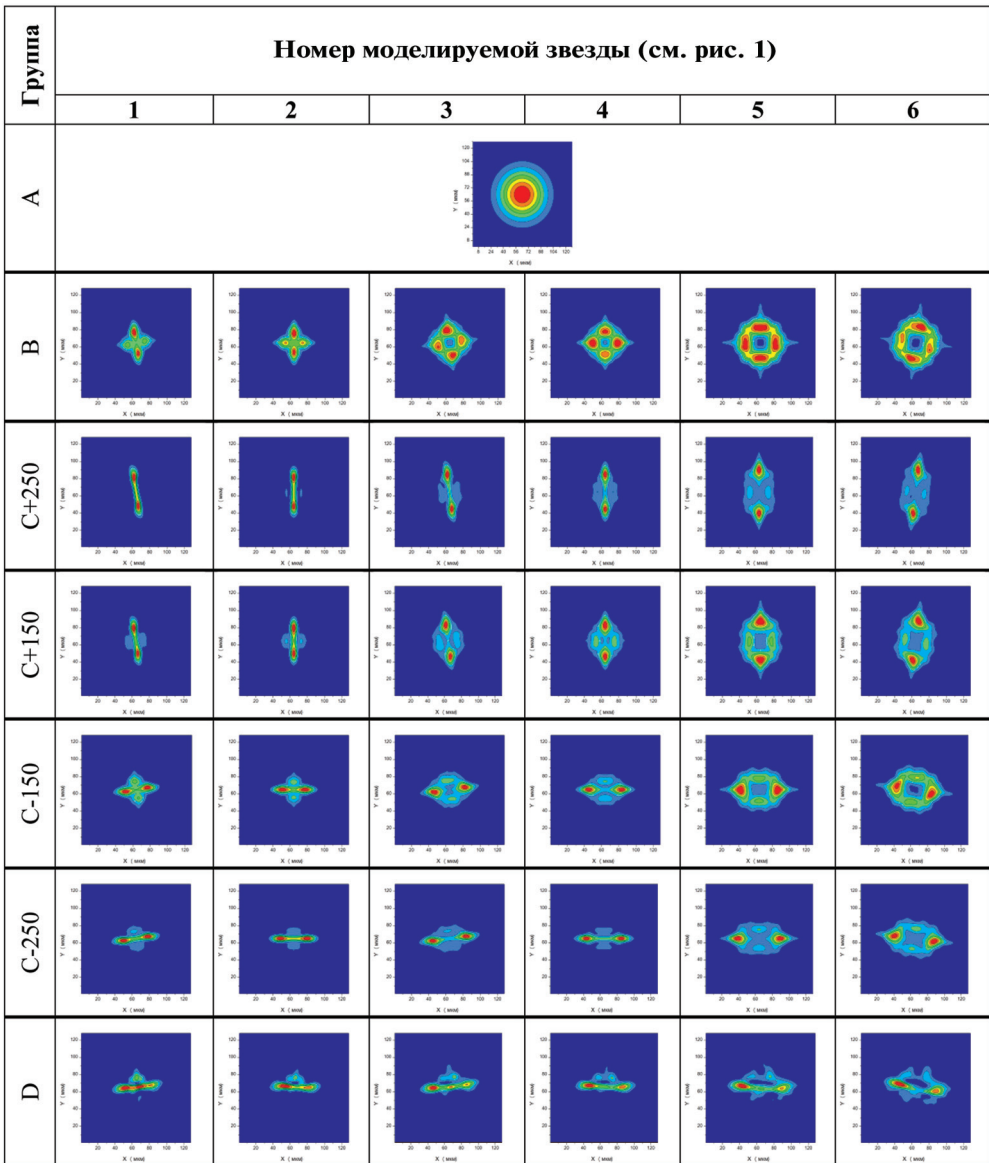


Рис. 6. Детальные изображения звёзд

Ошибка дискретизации рассчитывалась как разность между центрами детального и цифрового изображений по формуле

$$\sqrt{(X_{c \text{ дет}} - X_{c \text{ цифр}})^2 + (Y_{c \text{ дет}} - Y_{c \text{ цифр}})^2},$$

где $X_{c \text{ дет}}$, $Y_{c \text{ дет}}$, $X_{c \text{ цифр}}$, $Y_{c \text{ цифр}}$ — координаты взвешенных центров детального и цифрового изображений, соответственно.

Под *ошибками ОС* понималось смещение взвешенного центра звезды из-за искажений её формы при прохождении излучения через ОС телескопа.

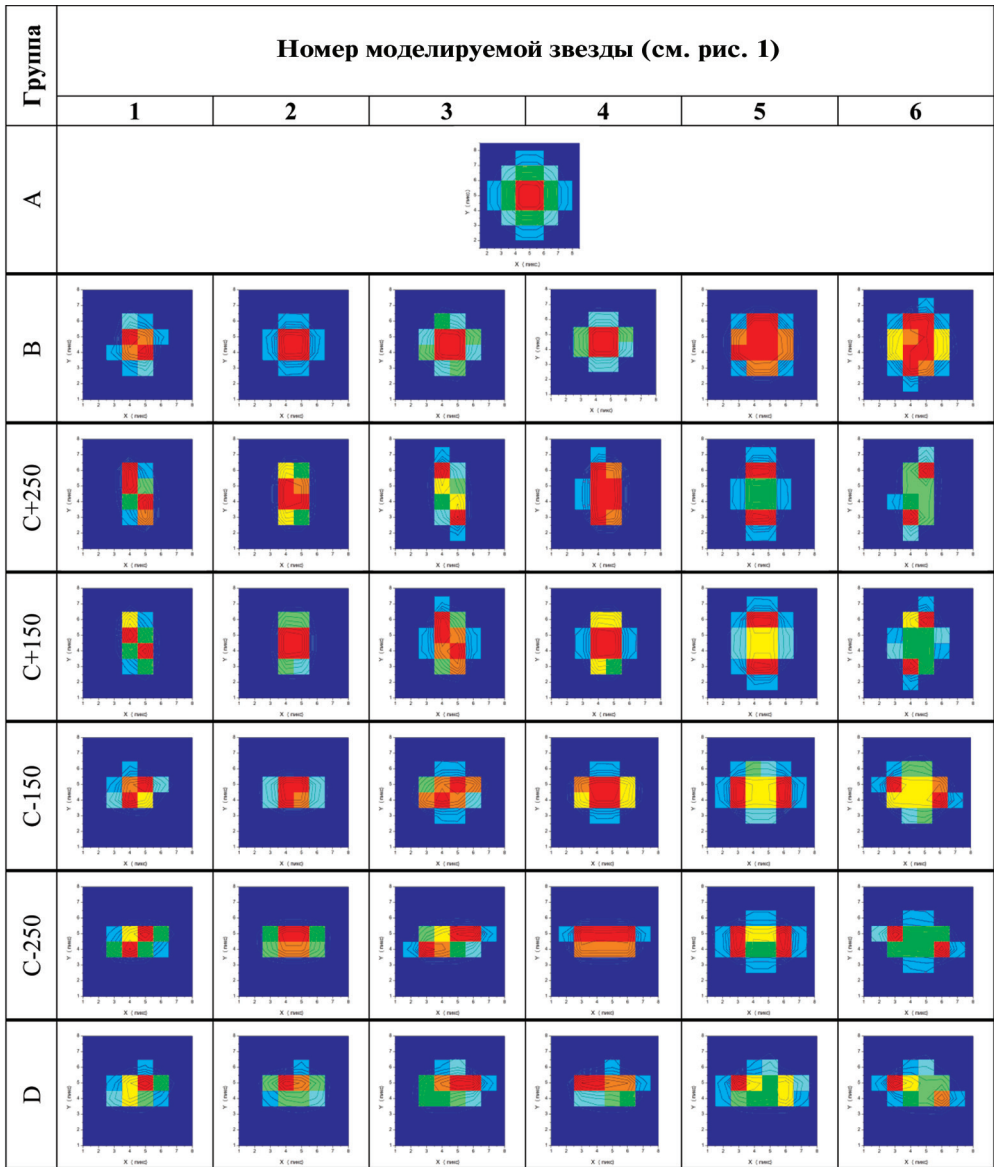


Рис. 7. Цифровые изображения звёзд

Ошибки ОС рассчитывались как расстояние между истинным центром детальной звезды и взвешенным центром её детального изображения по формуле $\sqrt{(X_{с\text{ист}} - X_{с\text{дет}})^2 + (Y_{с\text{ист}} - Y_{с\text{дет}})^2}$, где $X_{с\text{ист}}$, $Y_{с\text{ист}}$, $X_{с\text{дет}}$, $Y_{с\text{дет}}$ — координаты истинного центра и взвешенного центра детального изображений, соответственно. В расчёте в качестве истинного центра принимались координаты центра параллельного пучка, используемые при моделировании детальных изображений $X_{с\text{ист}} = Y_{с\text{ист}} = 4,5$ пикс.

Полученные результаты приведены в табл. 3 и на рис. 8–11.

Таблица 3. Характеристики полученных звёзд

Группа	Звезда	Центр цифрового изображения [пикс]		Полуширина [пикс]	Окружность [пикс]	Центр детального изображения [пикс]		Ошибки [мкм]	
		X	Y			X	Y	дискретизации	ОС
A	1	4,500	4,500	2,9435	0,000	4,500	4,500	0,000	0,000
B	1	4,482	4,528	2,1779	0,059	4,484	4,527	0,031	0,533
	2	4,479	4,533	1,9930	0,074	4,487	4,526	0,168	0,626
	3	4,482	4,534	2,4265	0,026	4,484	4,532	0,038	0,616
	4	4,484	4,534	2,3832	0,043	4,487	4,530	0,078	0,601
	5	4,484	4,537	3,3635	0,002	4,488	4,535	0,065	0,645
	6	4,483	4,530	3,4398	0,090	4,489	4,538	0,154	0,552
C+250	1	4,472	4,530	3,0743	0,267	4,484	4,527	0,199	0,657
	2	4,469	4,533	2,7603	0,407	4,487	4,526	0,312	0,724
	3	4,472	4,532	3,5755	0,300	4,483	4,532	0,184	0,680
	4	4,474	4,530	3,0838	0,401	4,487	4,530	0,208	0,635
	5	4,481	4,527	4,1690	0,434	4,487	4,534	0,132	0,528
	6	4,491	4,544	4,0926	0,546	4,489	4,537	0,139	0,719
C+150	1	4,469	4,532	2,5242	0,205	4,484	4,528	0,253	0,713
	2	4,473	4,531	2,3099	0,331	4,487	4,526	0,239	0,658
	3	4,478	4,538	2,8262	0,205	4,483	4,531	0,130	0,703
	4	4,481	4,537	2,6062	0,265	4,487	4,529	0,149	0,665
	5	4,484	4,538	3,6487	0,294	4,487	4,533	0,082	0,66
	6	4,491	4,535	3,9364	0,426	4,489	4,535	0,037	0,578
C-150	1	4,480	4,538	2,1973	0,068	4,484	4,527	0,184	0,687
	2	4,483	4,541	2,1364	0,230	4,487	4,526	0,244	0,710
	3	4,481	4,535	2,6709	0,361	4,484	4,532	0,069	0,637
	4	4,485	4,543	2,7581	0,326	4,488	4,531	0,201	0,729
	5	4,487	4,539	3,6249	0,287	4,488	4,536	0,056	0,658
	6	4,487	4,535	3,6053	0,173	4,489	4,538	0,058	0,597
C-250	1	4,484	4,538	2,3736	0,481	4,485	4,528	0,165	0,660
	2	4,483	4,550	2,4488	0,363	4,487	4,526	0,387	0,845
	3	4,483	4,538	3,2565	0,557	4,484	4,532	0,091	0,666
	4	4,485	4,552	3,3158	0,440	4,488	4,531	0,343	0,866
	5	4,487	4,546	4,1117	0,429	4,488	4,536	0,162	0,765
	6	4,572	4,633	4,1282	0,262	4,490	4,538	2,002	2,420
D	1	4,572	4,638	2,1557	0,102	4,556	4,601	0,643	2,490
	2	4,570	4,667	2,2112	0,317	4,558	4,604	1,023	2,897
	3	4,568	4,677	2,7475	0,533	4,561	4,614	1,010	3,034
	4	4,570	4,719	2,8258	0,420	4,563	4,617	1,631	3,679
	5	4,573	4,644	3,9412	0,412	4,565	4,622	0,370	2,583
	6	4,572	4,633	4,1280	0,262	4,564	4,617	0,287	2,420

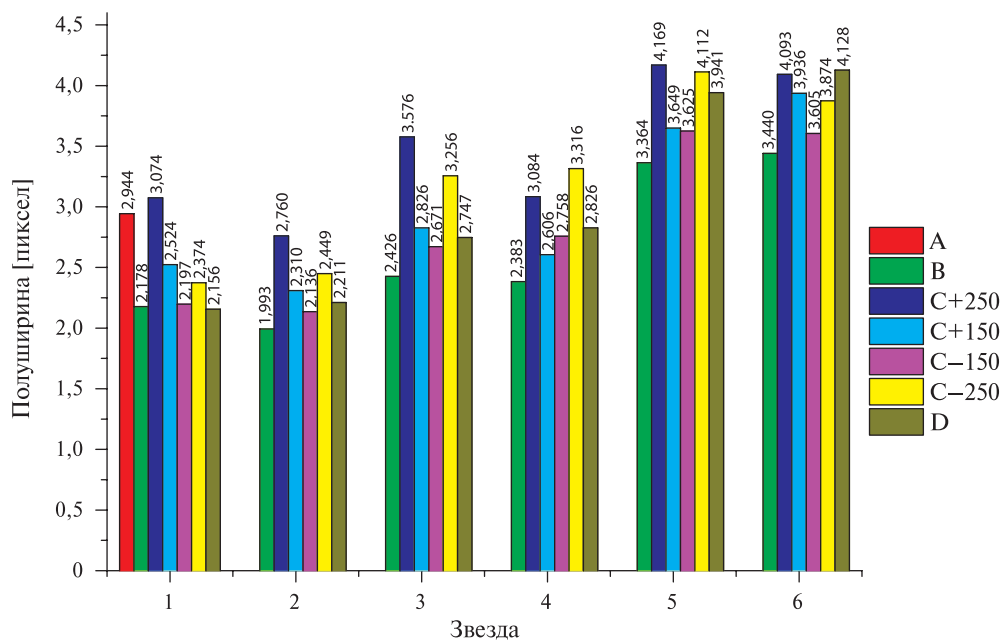


Рис. 8. Полуширина

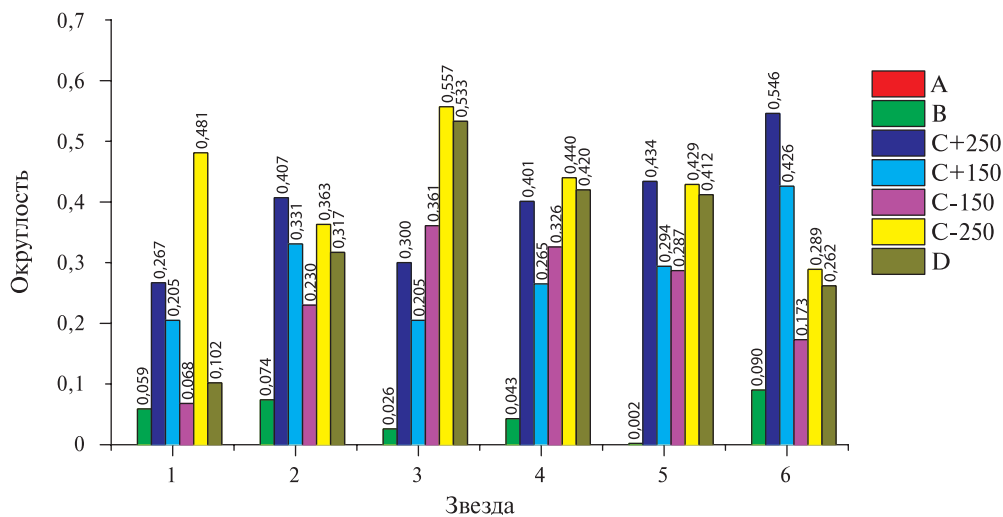


Рис. 9. Округлость

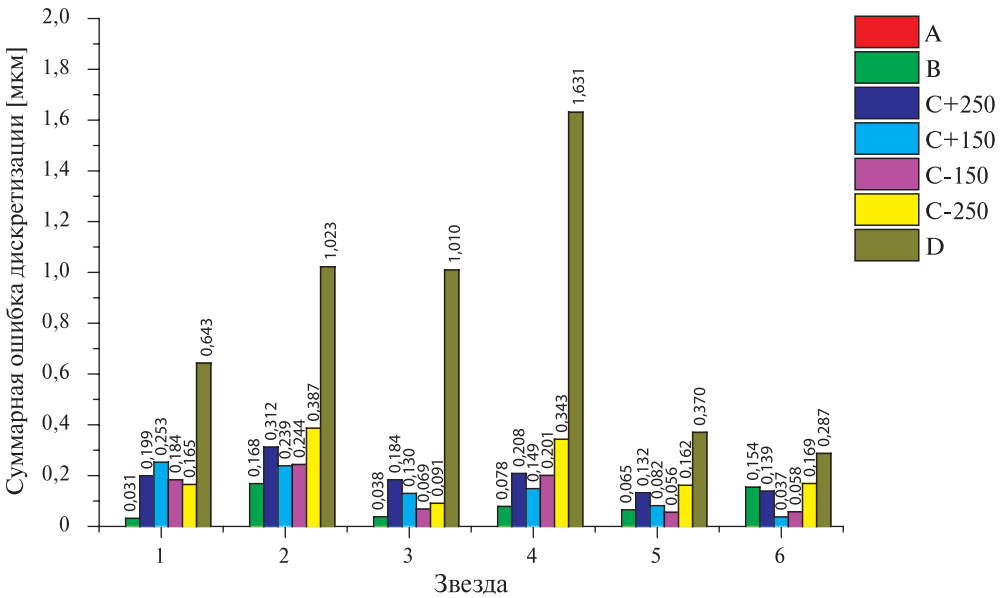


Рис. 10. Ошибка определения центра, вызванная дискретизацией изображения

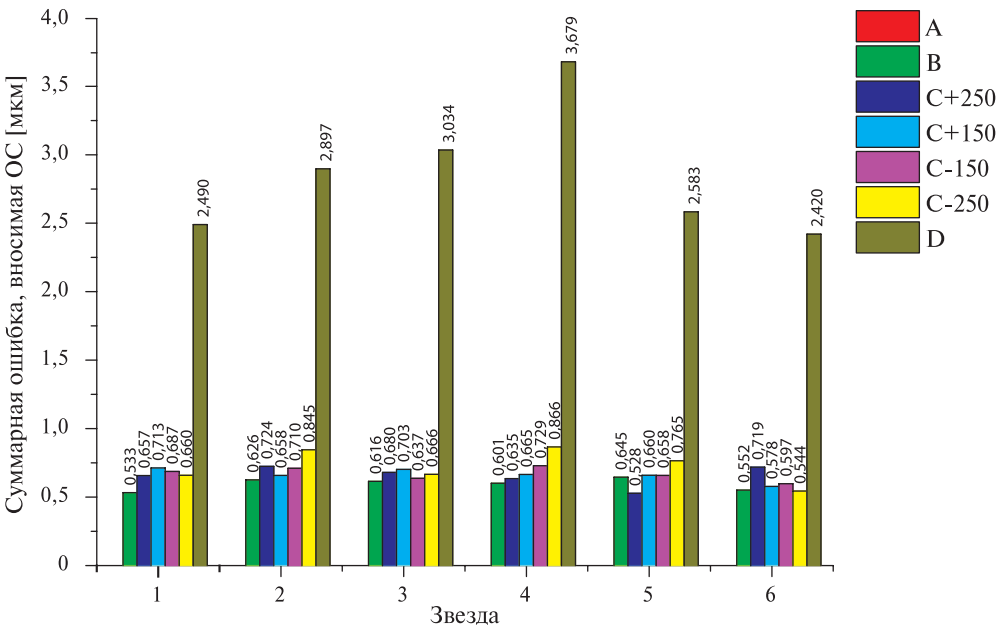


Рис. 11. Ошибка определения центра, вносимая искажениями оптической системой телескопа

На рис. 12 и 13 приведены взвешенные центры локализованных деталей и цифровых изображений.

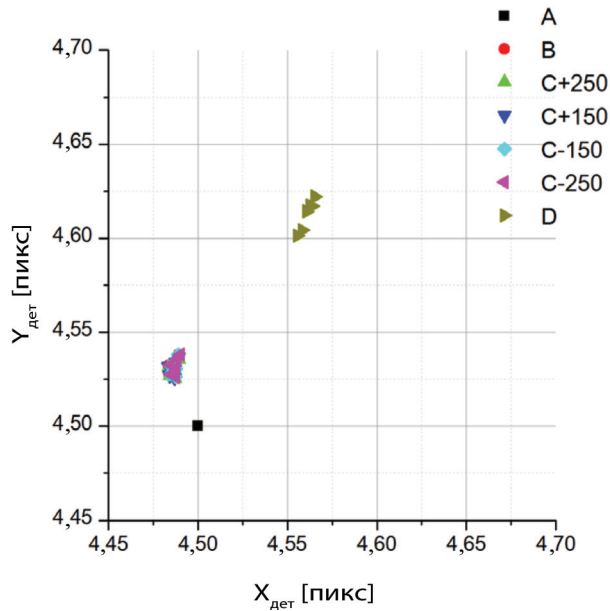


Рис. 12. Взвешенные центры детальных изображений

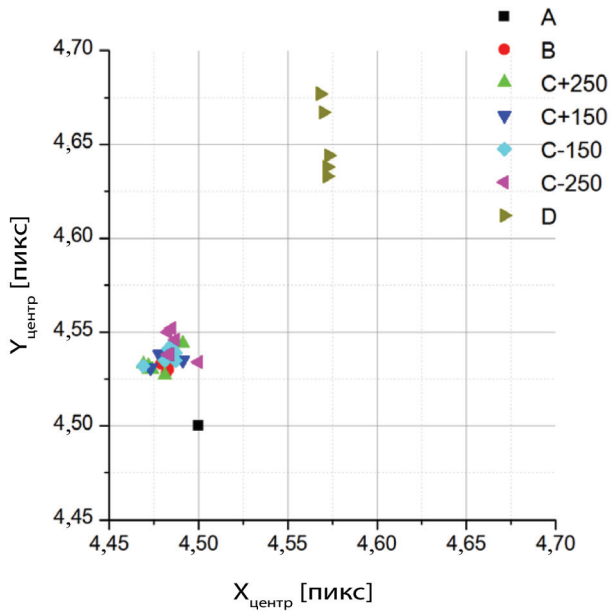


Рис. 13. Взвешенные центры цифровых изображений

Из полученных результатов можно сделать следующие выводы:

- самыми искажёнными являются звёзды групп C-250, C+250 и D;
- звёзды группы В наиболее близки к идеальным, имеют наименьшие ошибки, приемлемые полуширину и округлость;

- качество изображений звёзд всех групп ухудшается с удалением от оптической оси телескопа; звёзды № 5 и 6 имеют наибольшую полуширину и наиболее размыты;
- ошибки дискретизации в несколько раз меньше ошибок, вносимых искажениями ОС телескопа;
- все звёзды удалены от центра идеальной звезды на расстояние от 0,8 до 3,2 мкм, что вызвано отклонением света при прохождении ОС и различными положениями ПЗС-матрицы; такие систематические ошибки должны быть учтены при калибровке СДГ в космосе.

Рассмотрим вопросы, связанные с получением оценки точностных характеристик СДГ.

В общем случае точность определения ориентации СДГ характеризуется среднеквадратическими отклонениями, которые могут быть представлены в виде:

$$\sigma_{XY} = \operatorname{arctg} \frac{\sigma_{\text{напр.зв}}}{f\sqrt{n}}, \quad (2)$$

$$\sigma_Z = \operatorname{arctg} \frac{\sigma_{\text{напр.зв}}}{L\sqrt{n}},$$

где σ_{XY} — СКО (среднеквадратическое отклонение) определения углового положения вокруг осей OX и OY СК СДГ; σ_Z — СКО определения углового положения вокруг оси OZ СК СДГ; $\sigma_{\text{напр.зв}}$ — суммарное СКО определения направления на звезду; L — расстояние от начала СК СДГ до центра ДГ (~60 мм); f — фокусное расстояние СДГ (~17 м); n — число звёзд, используемых при определении угловых параметров.

При этом будем разделять точности определения ориентации СК СДГ относительно осей 2ЭСК (экваториальная система координат) (абсолютная ориентация) и точности определения изменения углового положения СК СДГ на заданном интервале времени (относительная ориентация). В первом случае на результаты определения ориентации существенное влияние будут оказывать ошибки Мастер-каталога, обусловленные неточным знанием координат звёзд в 2ЭСК. Во втором случае влияние таких ошибок будет исключено, так как СДГ не использует данные рабочих звёздных каталогов при определении параметров относительного углового движения. В связи с этим ошибка $\sigma_{\text{напр.зв}}$ может быть представлена в виде:

$$\sigma_{\text{напр.зв}} = \sqrt{\left(\sigma_{\text{напр.зв}}^{\text{сдг}}\right)^2 + \left(\sigma_{\text{напр.зв}}^{2\text{ЭСК}}\right)^2}, \quad (3)$$

где $\sigma_{\text{напр.зв}}^{\text{сдг}}$ — СКО определения направления на звезду в СК СДГ; $\sigma_{\text{напр.зв}}^{2\text{ЭСК}}$ — СКО определения направления на звезду в 2ЭСК.

При оценке ошибок определения абсолютной ориентации необходимо рассматривать обе составляющие, входящие в формулу (3). При оценке ошибок определения относительной ориентации принимается, что

$$\sigma_{\text{напр.зв}} = \sigma_{\text{напр.зв}}^{\text{сдг}}.$$

Ошибку определения направления на звезду $\left(\sigma_{\text{напр.зв.}}^{\text{сдг}}\right)$ в СК СДГ можно представить в виде:

$$\sigma_{\text{напр.зв.}}^{\text{сдг}} \equiv \sqrt{\sum \sigma^2} = \sqrt{\sigma_{\text{вз.ц}}^2 + \sigma_{\text{мат}}^2 + \sigma_{\text{др}}^2}, \quad (4)$$

где $\sigma_{\text{вз.ц}}$ — СКО определения координат взвешенного центра изображения звезды на ПЗС-матрице; $\sigma_{\text{мат}}$ — СКО реализации программно-алгоритмических методов, используемых в ПО СДГ, и определения геометрических параметров СДГ; $\sigma_{\text{др}}$ — СКО, обусловленные различными факторами (отличие характера распределения шумов оптико-электронного тракта СДГ от нормального закона распределения случайных величин, неравномерность чувствительности пикселей ПЗС-матрицы, нелинейность АЦП и т. п.).

Получим оценку компонентов ошибок, входящих в формулы (3) и (4).

Величина $\sigma_{\text{напр.зв.}}^{2\text{ЭСК}}$ обусловлена ошибками Мастер-каталога и методов приведения звёзд на видимые места. Вклад этой ошибки существенен как на этапе полётной калибровки СДГ (см. статью настоящего сборника *Белинская Е. В., Воронков С. В., Катасонов И. Ю., Никитин А. В., Строилов Н. А.* Калибровка системы датчиков гида телескопа Т-170М, с. 55), когда по результатам одновременной съёмки звёзд тремя ДГ будет рассчитываться единая СК СДГ, так и на этапе работы СДГ в режиме «Наведение» (см. статью настоящего сборника *Белинская Е. В., Воронков С. В., Катасонов И. Ю., Н. А. Строилов, Пискунов А. Э., Чупина Н. В.* Отработка программно-алгоритмического обеспечения системы датчиков гида при натурных и стендовых испытаниях, с. 66). Уровень ошибок Мастер-каталога должен быть оценён специалистами Института астрономии Российской академии наук (ИНАСАН) и при подготовке рабочих каталогов ДГ в них должны быть включены только те звёзды, которые характеризуются высокой астрометрической точностью. На сегодняшний день примем, что в среднем по небесной сфере величина $\sigma_{\text{напр.зв.}}^{2\text{ЭСК}}$ составит не менее 0,1 угл. с.

Ошибки программно-алгоритмических методов и определения геометрических параметров ($\sigma_{\text{мат}}$) могут быть оценены на основе анализа результатов натурных экспериментов на телескопе Цейсс-1000 и составляют около 0,9 мкм.

Другие ошибки ($\sigma_{\text{др}}$) обусловлены различными факторами, полноценный анализ влияния которых на итоговую ошибку не проводился. На основе общих соображений примем, что такие ошибки не превысят 0,5 мкм.

В рамках рассматриваемой работы основной интерес представляло СКО определения координат взвешенного центра изображения звезды на ПЗС ($\sigma_{\text{вз.ц}}$), входящее в формулу (4).

Для получения оценок таких ошибок было выполнено математическое моделирование процедуры формирования изображений звёзд на ПЗС-матрицах ДГ и их обработки с целью получения координат взвешенных центров. При этом моделировалось движение звезды по ПЗС с заданным шагом и сравнивались её рассчитанные и ожидаемые координаты.

При моделировании принимались следующие допущения:

- шум оптико-электронного тракта ДГ и ВИП (вторичный источник питания) БОД равномерный и распределён нормально по всей площади ПЗС-матрицы;
- чувствительность всех пикселей ПЗС-матрицы одинакова;
- отсутствует нелинейность АЦП.

В процессе моделирования выполнялись следующие действия:

- смоделированные детальные изображения звёзд 16-й и 17-й звёздной величины (ожидаемая интегральная яркость 1753 и 698 градаций АЦП, соответственно) перемещались по ПЗС-матрице с шагом 0,05 пикс по строке и столбцу в пределах одного пиксела (16 мкм);
- детальные изображения оцифровывались;
- на цифровое изображение звезды накладывался шум, распределённый по нормальному закону; математическое ожидание и дисперсия шума определялись по результатам измерений параметров технологического образца ДГ и составляли 30 и 5,2 (1σ) градаций АЦП соответственно; с учётом коэффициента преобразования 6,16 e^- /град АЦП дисперсия случайного шума СДГ составляла 32 e^- ; кроме того, был рассмотрен случай, когда дисперсия шума составляла семь градаций АЦП или 43 e^- (1σ);
- выполнялась процедура локализации, идентичная используемой в программном обеспечении СДГ;
- вычислялись координаты взвешенного центра оцифрованной звезды $X_{ц}$ и $Y_{ц}$;
- определялись разности между вычисленным значением центра звезды и её ожидаемым значением с учётом сдвига по осям OX и OY соответственно: $\Delta X = X_{ц} - X_0 - nS_i$ и $\Delta Y = Y_{ц} - Y_0 - nS_i$, где n — номер итерации; S_i — шаг сдвига детального изображения ($S_i = 0,05$ пикс); X_0, Y_0 — начальные координаты центра звезды;
- для всех итераций вычислялось СКО ΔX и ΔY — $\sigma_{\Delta X}$ и $\sigma_{\Delta Y}$;
- вычислялась СКО суммарного сдвига по формуле $\sqrt{\sigma_{\Delta X}^2 + \sigma_{\Delta Y}^2}$.

В табл. 4 приведены наибольшие значения ошибок определения взвешенного центра звезды.

Таблица 4. Наибольшие СКО ошибок определения координат взвешенного центра ($\sigma_{вз.ц}$) при микроперемещениях звёзд по полю датчика гида

Конфигурация звёзд		$\sigma_{вз.ц}$ при СКО шума [мкм]	
группа	звёздная величина	5,2 град АЦП	7 град АЦП
В, С+150, С-150	16	0,640	0,800
В, С+150, С-150	17	0,960	1,120
С+250, С-250 и D	16	1,120	2,240
С+250, С-250, D	17	1,360	25,360

Из табл. 4 видно, что наихудшими с точки зрения ошибок определения взвешенного центра являются группы звёзд С+250, С-250 и D.

Вычисленные значения СКО определения координат взвешенного центра изображения звезды на ПЗС для групп В, С+150, С-150 составляют от 1/25 до 1/15 пикс, что соответствует теоретическим оценкам и практическим результатам, полученным при обработке звёздных датчиков семейства БОКЗ-М, а также результатам испытаний СДГ на наземных телескопах.

С использованием данных табл. 4, формулы (4) и указанных выше значений $\sigma_{\text{мат}}$, $\sigma_{\text{др}}$ можно получить значения СКО определения направления на звезду в СК СДГ $\left(\sigma_{\text{напр.зв}}^{\text{СДГ}}\right)$. В случае, когда в поле зрения ДГ находятся звёзды 16-й звёздной величины, а СКО шума СДГ составляет семь градаций АЦП ($43e^-$), величина $\sigma_{\text{напр.зв}}^{\text{СДГ}}$ составит 1,3 мкм, а для аналогичного случая, но при звёздах 17-й звёздной величины значение $\sigma_{\text{напр.зв}}^{\text{СДГ}}$ составит 1,5 мкм.

В табл. 5 приведены значения ошибок, влияющих на точность работы СДГ, оценки которых получены выше.

Таблица 5. Значения ошибок

№	Наименование	Оценка	Примечание
1	Ошибки определения координат взвешенного центра изображения звезды на ПЗС-матрице ($\sigma_{\text{вз.ц}}$)	0,8 мкм (0,009 угл. с)	Приведена оценка для звёзд групп В, С+150, С-150 16-й звёздной величины при СКО шума ДГ 7 град АЦП
		1,12 мкм (0,014 угл. с)	Приведена оценка для звёзд групп В, С+150, С-150 17-й звёздной величины при СКО шума ДГ 7 град АЦП
2	Ошибки реализации программно-алгоритмических методов, используемых в ПО СДГ, и определения геометрических параметров СДГ ($\sigma_{\text{мат}}$)	0,9 мкм (0,1 угл. с)	Получены на основе экспериментальных съёмок звёзд на телескопе Цейсс-1000
3	Ошибки, обусловленные различными факторами ($\sigma_{\text{др}}$)	0,5 мкм (0,006 угл. с)	Предварительная оценка
4	Ошибки определения направления на звезду в СК СДГ $\left(\sigma_{\text{напр.зв}}^{\text{СДГ}}\right)$	1,3 мкм (0,016 угл. с)	Приведена оценка для звёзд групп В, С+150, С-150 16-й звёздной величины при СКО шума ДГ 7 град АЦП
		1,5 мкм (0,018 угл. с)	Приведена оценка для звёзд групп В, С+150, С-150 17-й звёздной величины при СКО шума ДГ 7 град АЦП
5	Ошибки определения направления на звезду в 2ЭСК $\left(\sigma_{\text{напр.зв}}^{2\text{ЭСК}}\right)$	8 мкм (0,1 угл. с)	Обусловлены ошибками Мастер-каталога

На основе данных табл. 5, формул (2)–(4) были получены достижимые точности работы СДГ при определении параметров абсолютной и относительной ориентации. При расчётах принималось, что в суммарном поле зрения СДГ находятся три звезды (в разных датчиках гида), а СКО шума СДГ считалось равным семи градациям АЦП ($43e^-$). Кроме того, оценивалась зависимость суммарной ошибки от звёздной величины наблюдаемых звёзд: рассматривался вариант работы СДГ по звёздам 16-й звёздной величины и вариант работы по слабым звёздам на пределе чувствительности СДГ — 17-й звёздной величины. Полученные результаты расчётов суммарных ошибок приведены в табл. 6.

Согласно техническому заданию на СДГ, при наличии в поле зрения работающих СДГ не менее трёх звёзд до 16-й звёздной величины ошибка определения углов отклонения не должна превышать 0,01 угл. с вокруг осей OX , OY (σ_{xy}) и 5 угл. с — вокруг оси OZ (σ_z) СК СДГ. Как следует из полученных

результатов, это требование выполняется в случае работы СДГ в режиме определения углов отклонения текущего положения собственной системы координат от её предыдущего положения. При определении параметров ориентации СК СДГ относительно осей 2ЭСК (абсолютная ориентация) ошибки будут возрастать за счёт влияния ошибок Мастер-каталога. Приведённые в табл. 6 значения ошибок σ_{XY}^{abc} , σ_Z^{abc} рассчитаны исходя из предположения, что в среднем по небесной сфере величина $\sigma_{напр.зв}^{2ЭСК}$ (обусловленная ошибками Мастер-каталога) составит не менее 0,1 угл. с. Если значение $\sigma_{напр.зв}^{2ЭСК}$ составит не более 0,009 угл. с, значение σ_{XY}^{abc} не превысит 0,01 угл. с, а σ_Z^{abc} не превысит 3 угл. с. Вопрос о достижимой точности знания координат каталожных звёзд остаётся открытым и требует участия специалистов Института астрономии Российской академии наук (ИНАСАН).

Таблица .6. Суммарные ошибки определения ориентации СДГ

Звёздная величина, M_v	Ошибки определения абсолютной ориентации		Ошибки определения относительной ориентации	
	σ_{XY}^{abc} [угл. с]	σ_Z^{abc} [угл. с]	$\sigma_{XY}^{отн}$ [угл. с]	$\sigma_Z^{отн}$ [угл. с]
16-я	0,0567	16,086	0,009	2,580
17-я	0,057	16,155	0,010	2,977

Полученные результаты использованы в ИКИ РАН в части разработки программно-алгоритмического обеспечения СДГ, вопросы отработки которого рассмотрены в статье настоящего сборника *Белинская Е. В., Воронков С. В., Катасонов И. Ю., Н. А. Строилов, Пискунов А. Э., Чупина Н. В.* Отработка программно-алгоритмического обеспечения системы датчиков гида при натурных и стендовых испытаниях (см. с. 66).

INFLUENCE OF A SINGLE STAR SHAPE ON THE ACCURACY OF THE GUIDANCE SENSORS SYSTEM OF THE T-170M TELESCOPE

E. V. Belinskaya, S. V. Voronkov, A. V. Nikitin, N. A. Stroilov, A. L. Yaskovich

Space Research Institute of Russian Academy of Sciences (IKI RAN)

The results of simulating star images formation on the CCDs of the guidance sensors composing the guidance sensors system (SDG) are presented. The SDG achievable accuracy characteristics were evaluated for operation in angular parameters determination mode using the obtained images.

Keywords: guidance sensors system, star, simulation, half-width, standard deviation, accuracy.

Belinskaya Evgeniya Valer'evna — mathematic, EVBelinskaya@yandex.ru

Voronkov Sergey Vladimirovich — senior scientist, PhD, servor@nserv.iki.rssi.ru

Nikitin Andrey Vladimirovich — senior researcher, PhD, andvnik935@yandex.ru

Stroilov Nikolay Aleksandrovich — programmer, n.stroilov@gmail.com

Yaskovich Aleksandr Leonidovich — main specialist, yasa@hea.iki.rssi.ru

КАЛИБРОВКА СИСТЕМЫ ДАТЧИКОВ ГИДА ТЕЛЕСКОПА Т-170М

Е. В. Белинская, С. В. Воронков, И. Ю. Катасонов, А. В. Никитин, Н. А. Строилов

Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН)

Описана процедура калибровки системы датчиков гида телескопа Т-170М космической обсерватории «Спектр-УФ», подробно рассмотрены все этапы калибровки, приведены результаты наземной обработки.

Ключевые слова: система датчиков гида, калибровка, наземная обработка, системы управления, система наведения, телескоп Т-170М, «Спектр-УФ».

В статье используются следующие условные обозначения:

БОД	— блок обработки данных
б/р	— безразмерная величина
ДГ	— датчик гида
ИСК	— инерциальная система координат
КА	— космический аппарат
ПЗС	— прибор с зарядовой связью
СДГ	— система датчиков гида
СК ДГ	— система координат датчика гида
СК СДГ	— система координат системы датчиков гида
СКО	— среднеквадратическое отклонение
СЛУ	— система линейных уравнений

ВВЕДЕНИЕ

Система датчиков гида используется для наведения и гидирования телескопа Т-170М космической обсерватории «Спектр-УФ». СДГ состоит из трёх датчиков гида, размещённых на фокальной поверхности оптической системы, и блока обработки данных.

Перед началом сеансов наблюдения необходимо калибровать СДГ. Калибровка разделяется на три этапа:

- 1) построение системы координат СДГ;
- 2) привязка СК СДГ к осям исполнительных органов телескопа;
- 3) определение положения научных приборов в СК СДГ.

На первом этапе определяется группа параметров, необходимых для работы СДГ. Это обязательный этап калибровки, без которого невозможна дальнейшая работа системы.

Белинская Евгения Валерьевна — математик, evbelinskaya@yandex.ru

Воронков Сергей Владимирович — старший научный сотрудник, кандидат технических наук, servor@nserv.iki.rssi.ru

Катасонов Игорь Юрьевич — программист, ikatasonov@gmail.com

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

Строилов Николай Александрович — младший научный сотрудник, stroilov@iki.rssi.ru

Второй и третий этапы необходимы для осуществления маневрирования КА и наведения на наблюдаемый объект за минимальное число итераций. Это необязательные этапы, однако наличие данных о положении исполнительных органов и научных приборов позволит сэкономить ресурсы служебных систем телескопа и сократить время наведения.

Все этапы калибровки выполняются по «богатым» (содержащим большое количество звёзд) участкам звёздного неба путём обработки изображений, полученных с каждого датчика гида при стабилизации телескопа. Возможно совмещение этапов калибровки и одновременное построение СК СДГ и определение положения научных приборов или исполнительных органов.

Полученные в результате калибровки значения загружаются в СДГ и в систему управления движением КА перед началом сеанса наблюдения, а также используются в программном обеспечении наземного научного комплекса для подготовки рабочих звёздных каталогов и планирования научных наблюдений.

Рассмотрим подробно каждый этап калибровки.

ПОСТРОЕНИЕ СИСТЕМЫ КООРДИНАТ СИСТЕМЫ ДАТЧИКОВ ГИДА

Под построением СК СДГ понимается определение пространственного положения плоскостей трёх ПЗС-матриц датчиков гида относительно друг друга и относительно задней узловой точки телескопа Т-170М.

При этом оси СК СДГ $O_c X_c Y_c Z_c$ выбраны следующим образом (рис. 1):

- начало СК СДГ лежит в точке пересечения перпендикуляра, опущенного из задней узловой точки оптической системы телескопа на плоскость, проходящую через центры ПЗС-матриц трёх ДГ;
- ось $O_c Z_c$ направлена по нормали к плоскости, проходящей через центры ПЗС-матриц трёх ДГ в сторону задней узловой точки оптической системы телескопа;
- ось $O_c X_c$ направлена из основания перпендикуляра к центру матрицы ДГ1;
- ось $O_c Y_c$ дополняет систему координат до правой.

Система координат СДГ строится в такой последовательности:

- 1) наведение и стабилизация телескопа на заранее выбранный участок звёздного неба с большим количеством звёзд;
- 2) синхронное экспонирование изображений тремя датчиками гида;
- 3) передача изображений на Землю;
- 4) обработка изображений с помощью специального программного обеспечения наземного научного комплекса.

В результате первого этапа калибровки выполняется расчёт 16 параметров, определяющих СК СДГ:

- координаты центров каждой ПЗС-матрицы (X_{0i}, Y_{0i}) ;
- три угла наклона каждой ПЗС-матрицы $(\alpha x_i, \alpha y_i, \alpha z_i)$;
- общее фокусное расстояние (f) .

Здесь и далее $i = 1, 2, 3$ и соответствует номеру ДГ.

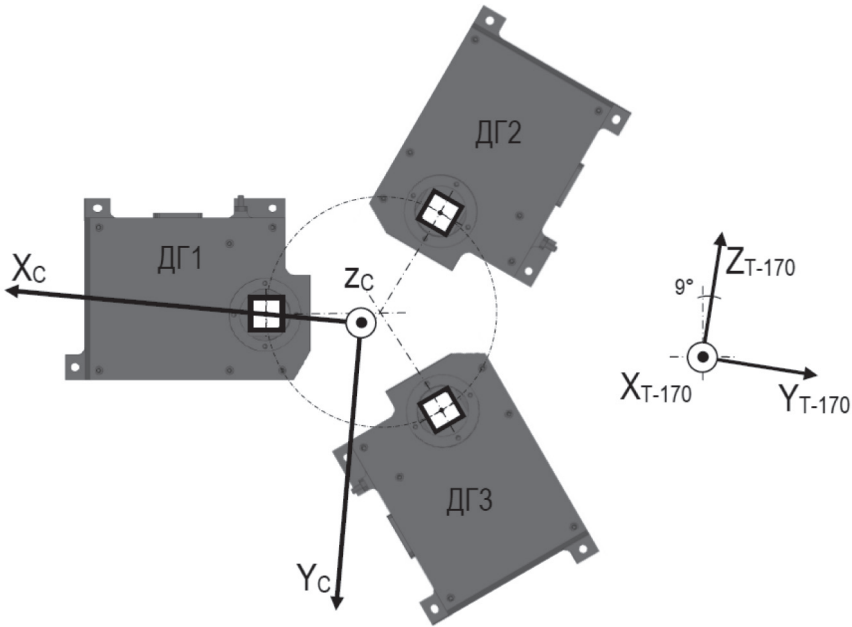


Рис. 1. Система координат СДГ ($O_c X_c Y_c Z_c$) и система координат телескопа ($O_{T-170} X_{T-170} Y_{T-170} Z_{T-170}$, показана условно)

Все параметры загружаются в СДГ перед началом наведения и используются при наземной астроподготовке.

Специальное программное обеспечение наземного научного комплекса выполняет следующие функции:

- 1) построение звёздных каталогов по координатам наведения телескопа;
- 2) отождествление объектов, зафиксированных на датчиках гида, т. е. сопоставление координат x и y взвешенных центров объектов на ПЗС-матрице с координатами прямого восхождения α и склонения δ звёзд в каталоге;
- 3) расчёт параметров СК СДГ: составление и решение системы линейных уравнений методом наименьших квадратов.

При составлении СЛУ для каждой звезды, локализованной на ПЗС-матрице датчиков гида, принимается, что разность между её измеренным и истинным положением должна стремиться к нулю, т. е.

$$\sqrt{(X_{\text{ист}} - X_{\text{изм}})^2 + (Y_{\text{ист}} - Y_{\text{изм}})^2} \rightarrow 0.$$

При этом в качестве измеренных координат $X_{\text{изм}}$ и $Y_{\text{изм}}$ берутся координаты энергетического центра каждой звезды в СК СДГ и вычисляются по уравнениям коллинеарности:

$$\left. \begin{aligned} X_{\text{изм}} &= -\frac{l}{n}f, \\ Y_{\text{изм}} &= -\frac{m}{n}f, \end{aligned} \right\} \left(\begin{array}{l} l \\ m \\ n \end{array} \right) = \frac{\mathbf{r}}{\|\mathbf{r}\|}, \quad \mathbf{r} = \begin{pmatrix} X_0 \\ Y_0 \\ -f \end{pmatrix} + E l \begin{pmatrix} x \\ y \\ 0 \end{pmatrix},$$

где $X_{изм}, Y_{изм}$ — координаты энергетических центров звёзд в СК СДГ; l, m, n — направляющие косинусы на звезду, рассчитанные по измерениям; x, y — координаты взвешенного центра объекта на ПЗС-матрице ДГ; f — фокусное расстояние системы; X_0, Y_0 — координаты центров ПЗС-матриц; \mathbf{r} — направляющий вектор на звезду; $\|\mathbf{r}\|$ — норма вектора \mathbf{r} , $\|\mathbf{r}\| = \sqrt{r_1^2 + r_2^2 + r_3^2}$; El — матрица перехода от СК ДГ к СК СДГ.

Матрица перехода от СК ДГ к СК СДГ представляет собой произведение трёх матриц элементарных поворотов на углы наклона каждой ПЗС-матрицы:

$$El = \begin{pmatrix} \cos(a_z - 90^\circ) & -\sin(a_z - 90^\circ) & 0 \\ \sin(a_z - 90^\circ) & \cos(a_z - 90^\circ) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos a_x & -\sin a_x \\ 0 & \sin a_x & \cos a_x \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos a_y & -\sin a_y & 0 \\ \sin a_y & \cos a_y & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix},$$

где a_x, a_y, a_z — углы наклона каждой ПЗС-матрицы вокруг соответствующих осей.

За истинные координаты $X_{ист}$ и $Y_{ист}$ принимаются координаты X и Y звёзд в СК СДГ, пересчитанные по данным астрометрического каталога через уравнения коллинеарности:

$$\left. \begin{matrix} X_{ист} = -\frac{L}{N} f, \\ Y_{ист} = -\frac{M}{N} f, \end{matrix} \right\} \begin{pmatrix} L \\ M \\ N \end{pmatrix} = \begin{matrix} \text{СДГ} \\ \text{ИСК} \end{matrix} T \begin{pmatrix} \cos \alpha \cdot \cos \delta \\ \sin \alpha \cdot \cos \delta \\ \sin \delta \end{pmatrix},$$

где $X_{ист}, Y_{ист}$ — координаты звёзд в СК СДГ по данным астрометрического каталога; L, M, N — направляющие косинусы на звезду в СК СДГ по данным каталога; f — фокусное расстояние системы; α, δ — координаты прямого вос-

хождения и склонения звезды в каталоге; $\begin{matrix} \text{СДГ} \\ \text{ИСК} \end{matrix} M$ — матрица перехода от СК СДГ к ИСК.

Матрица $\begin{matrix} \text{СДГ} \\ \text{ИСК} \end{matrix} M$ определяет положение осей СК СДГ относительно второй экваториальной системы координат и вычисляется по формуле:

$$\begin{matrix} \text{СДГ} \\ \text{ИСК} \end{matrix} M = \begin{pmatrix} -\cos A_z \cdot \sin \alpha - \sin A_z \cdot \cos \alpha \cdot \sin \delta & \sin A_z \cdot \sin \alpha - \cos A_z \cdot \cos \alpha \cdot \sin \delta & \cos \alpha \cdot \cos \delta \\ \cos A_z \cdot \cos \alpha - \sin A_z \cdot \sin \alpha \cdot \sin \delta & -\sin A_z \cdot \cos \alpha - \cos A_z \cdot \sin \alpha \cdot \sin \delta & \sin \alpha \cdot \cos \delta \\ \sin A_z \cdot \cos \delta & \cos A_z \cdot \cos \delta & \sin \delta \end{pmatrix},$$

где α, δ — координаты прямого восхождения и склонения направления оси OZ СК СДГ во второй экваториальной системе координат; A_z — угол между осью OY СК СДГ и проекцией оси OZ второй экваториальной системы координат, перенесённой в центр СК СДГ, на плоскость XY СК СДГ.

При решении СЛУ в качестве первых приближений используются данные конструкторской документации либо результаты наземных стереоизмерений системы. Априорное фокусное расстояние системы f принимается равным 17 000 мм.

Априорные координаты X_{0i} и Y_{0i} центров ПЗС-матриц ДГ в СК СДГ вычисляются по следующим формулам:

$$X_{01} = 60 \text{ мм}; \quad Y_{01} = 0;$$

$$X_{02} = -60 \text{ мм} \cdot \sin(30^\circ) = -30 \text{ мм};$$

$$Y_{02} = -60 \text{ мм} \cdot \cos(30^\circ) = -51,962 \text{ мм};$$

$$X_{03} = -60 \text{ мм} \cdot \sin(30^\circ) = -30 \text{ мм};$$

$$Y_{03} = 60 \text{ мм} \cdot \cos(30^\circ) = 51,962 \text{ мм}.$$

Априорные углы поворота αx_i , αy_i , αz_i задаются согласно конструкторской документации:

$$\alpha z_1 = 0^\circ, \quad \alpha x_1 = 3^\circ, \quad \alpha y_1 = 0^\circ,$$

$$\alpha z_2 = -120^\circ, \quad \alpha x_2 = 3^\circ, \quad \alpha y_2 = 0^\circ,$$

$$\alpha z_3 = 120^\circ, \quad \alpha x_3 = 3^\circ, \quad \alpha y_3 = 0^\circ.$$

Для решения СЛУ методом наименьших квадратов разработаны два независимых приложения (рис. 2):

- скрипт приложения Mathcad для решения СЛУ методом Левенберга-Марквардта;
- приложения на языке С++ для решения СЛУ методом Ньютона.

При одинаковых входных данных оба метода дают схожие результаты. Однако метод Левенберга-Марквардта менее подвержен влиянию начальных приближений и даёт решение практически при любых данных, что предпочтительнее на первых этапах калибровки, когда многие параметры СК СДГ могут сильно отличаться от ожидаемых.

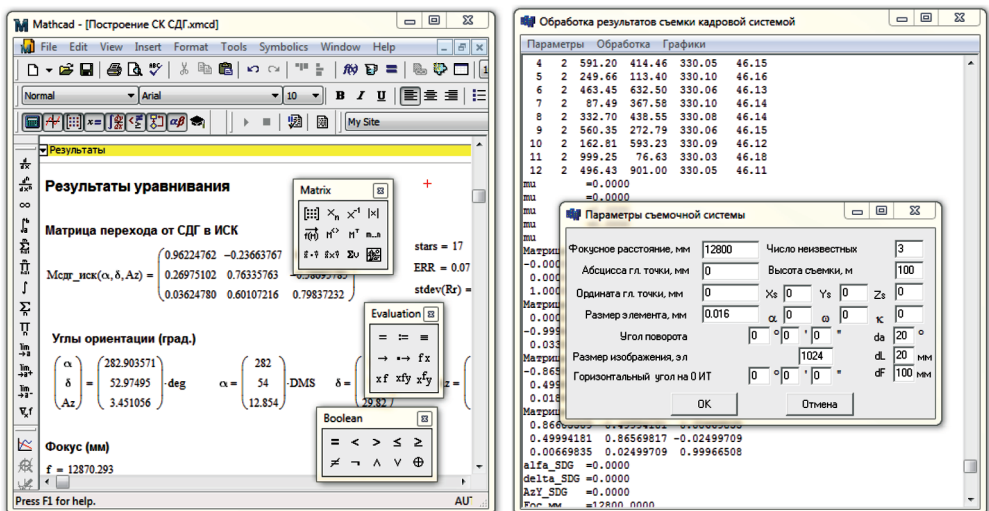


Рис. 2. Приложения для расчёта параметров СК СДГ

ПРИВЯЗКА СИСТЕМЫ КООРДИНАТ СИСТЕМЫ ДАТЧИКОВ ГИДА К ИСПОЛНИТЕЛЬНЫМ ОРГАНАМ ТЕЛЕСКОПА

На втором этапе производится последовательное маневрирование каждым исполнительным органом телескопа и приём кадров с СДГ. В результате вычисляются проекции осей вращения каждого из четырёх двигателей-маховиков КА на оси СК СДГ. Допустимые углы поворота при определении направлений осей вращения составляют:

- не более 1,6 угл. мин вокруг осей X и Y телескопа;
- не более 1° вокруг оси Z телескопа.

В результате второго этапа калибровки определяется матрица направляющих косинусов осей вращения исполнительных органов КА на оси СК СДГ.

Углы поворота могут быть определены по следующей формуле:

$$\begin{pmatrix} a_1 \\ a_2 \\ a_3 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} l_1 & m_1 & n_1 \\ l_2 & m_2 & n_2 \\ l_3 & m_3 & n_3 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{pmatrix},$$

где $\begin{pmatrix} l_1 & m_1 & n_1 \\ l_2 & m_2 & n_2 \\ l_3 & m_3 & n_3 \end{pmatrix}$ — матрица направляющих косинусов осей вращения исполнительных органов КА в СК СДГ; $\begin{pmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \gamma c_1 \\ \gamma c_2 \\ \gamma c_3 \end{pmatrix}$ — проекции угла поворота на оси СК СДГ; $\begin{pmatrix} a_1 \\ a_2 \\ a_3 \end{pmatrix}$ — углы поворота исполнительными органами КА.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОЛОЖЕНИЯ НАУЧНЫХ ПРИБОРОВ В СИСТЕМЕ КООРДИНАТ СИСТЕМЫ ДАТЧИКОВ ГИДА

Третий этап калибровки выполняется для каждого научного прибора. В комплексе научной аппаратуры «СПЕКТР-УФ» используются:

- три спектрографа с диаметром входной диафрагмы 1 угл. с;
- камера поля с максимальным полем зрения 7×7 угл. мин.

При работе камеры поля качество стабилизации телескопа имеет большее значение, чем точность наведения при помощи СДГ. Наиболее сложным является совмещение звезды со щелью спектрографа. Ввиду этого определение положения щелей в СК СДГ представляется наиболее актуальным.

Калибровка относительно научных приборов проводится в следующем порядке:

- 1) калибруемый прибор наводится на однозначно идентифицируемый объект — яркую звезду либо звезду с характерным спектром;
- 2) телескоп стабилизируется;
- 3) от СДГ осуществляется приём трёх изображений, снятых синхронно;
- 4) изображения передаются на Землю;

- 5) изображения обрабатываются с помощью специального программного обеспечения.

В результате обработки определяется положение научных приборов в СК СДГ.

Полученные данные используются при астроподготовке к наблюдениям: расчётная точка наведения телескопа вычисляется исходя из наведения наблюдаемой звезды непосредственно в центр требуемого научного прибора.

ОТЛАДКА ПРОЦЕДУРЫ КАЛИБРОВКИ В СПЕЦИАЛЬНОЙ АСТРОФИЗИЧЕСКОЙ ОБСЕРВАТОРИИ РОССИЙСКОЙ АКАДЕМИИ НАУК (САО РАН) В 2014 ГОДУ

Отладка процедуры калибровки проводилась на телескопе «Цейсс-1000» САО РАН в мае 2014 г. Основными задачами отладки являлись:

- проведение всех трёх этапов калибровки СДГ по реальным данным на наземном телескопе;
- отладка специального программного обеспечения калибровки;
- оценка точности калибровки, т. е. оценка вклада погрешности определения параметров СДГ, вносимого в точность определения ориентации СДГ;
- выбор критериев качественной калибровки;
- разработка требований к площадкам для проведения калибровки.

Для привязки исполнительных органов производилось последовательное маневрирование телескопа каждым двигателем: по часовому углу и склонению (рис. 3).

В качестве имитатора научного прибора выступала ПЗС-матрица 1/3" Sony Super Had серийного производства. Подробно об отладке см. статью настоящего сборника *Е. В. Белинская, С. В. Воронков, И. Ю. Катасонов, Н. А. Строилов, А. Э. Пискунов, Н. В. Чупина* Отработка программно-алгоритмического обеспечения системы датчиков гида при натурных и стендовых испытаниях (см. с. 66).

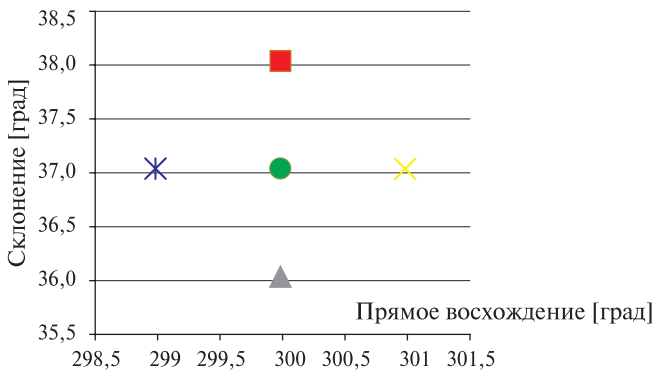


Рис. 3. Положение площадок калибровки для привязки СДГ к исполнительным органам телескопа «Цейсс-1000» САО РАН

Были обработаны данные с восьми заранее выбранных калибровочных площадок: обрабатывались три синхронных кадра с ДГ, полученных на каждой площадке; были рассчитаны параметры СДГ (первый этап калибровки) и проведена их проверка (табл. 1 и 2). При этом основным критерием качественной калибровки считались минимальные остаточные рассогласования при работе СДГ по другим участкам звёздного неба. В идеальном случае параметры калибровки не должны вносить дополнительных искажений при определении ориентации СДГ, следовательно, ошибки единицы веса при решении СЛУ для одного и для трёх кадров должны быть равными.

Таблица 1. Результаты калибровки на различных площадках

Параметры	Номер калибровки (площадки)							
	1	2	3	4	5	6	7	8
Удельная ошибка [б/р]	0,02	0,02	0,03	0,03	0,04	0,05	0,11	0,26
Невязка решения СЛУ при калибровке [б/р]	–	0,10	0,08	0,15	0,07	0,12	0,06	0,02
Число звёзд при калибровке	214	214	120	231	95	132	42	12
f [мм]	12845,1	12843,0	12835,6	12834,2	12836,7	12844,5	12836,5	12837,8
X_{01} [мм]	60,000	60,011	60,008	60,015	60,013	60,016	60,007	60,003
X_{02} [мм]	–29,647	–29,577	–29,741	–29,535	–29,695	–29,847	–29,925	–29,466
X_{03} [мм]	–29,276	–29,294	–29,067	–29,239	–29,038	–29,030	–28,891	–29,393
Y_{01} [мм]	0	0,001	0,000	–0,001	0,000	–0,001	0	0
Y_{02} [мм]	–50,964	–51,031	–50,654	–50,978	–50,661	–50,574	–50,348	–51,190
Y_{03} [мм]	51,983	51,900	52,209	51,875	52,190	52,366	52,521	51,692
a_{x1} [град]	3,499	3,640	3,261	3,447	3,752	3,607	3,231	2,900
a_{x2} [град]	3,046	3,196	3,877	3,734	3,382	3,119	3,415	3,204
a_{x3} [град]	3,205	3,349	3,700	3,837	3,296	3,124	3,408	3,317
a_{y1} [град]	–0,010	0,039	–0,114	0,019	–0,082	–0,161	–0,264	0,107
a_{y2} [град]	0,048	0,067	–0,050	0,048	–0,071	–0,073	–0,166	0,101
a_{y3} [град]	–0,060	–0,029	–0,125	–0,027	–0,136	–0,162	–0,246	0,027
a_{z1} [град]	0,016	0,015	–0,063	0,015	–0,068	–0,081	–0,123	0,055
$-a_{z2}$ [град]	119,963	119,934	120,052	119,940	120,028	120,100	120,161	119,889
a_{z3} [град]	119,938	119,955	119,833	119,937	119,846	119,802	119,750	120,012

Таблица 2. Результаты распознавания с использование различных калибровочных параметров по различным участкам звёздного неба. СКО остаточных рассогласований при распознавании по кадрам с проверочных площадок [мкм] трёх ДГ

Участок неба для проверки	Номер калибровки (площадки)							
	1	2	3	4	5	6	7	8
1	14,48	14,33	12,02	14,79	14,69	11,58	12,15	13,44
2	8,38	7,43	9,80	8,54	11,38	7,55	7,84	8,94
3	16,90	16,54	19,12	17,03	8,81	18,29	18,14	19,46
4	13,78	13,53	16,50	13,91	11,92	16,21	15,94	17,04
5	11,70	11,41	14,72	11,67	13,91	14,38	14,35	16,39
6	17,11	16,76	19,17	17,09	10,35	18,58	18,22	18,69
7	17,16	17,12	20,08	17,29	11,35	19,60	20,34	17,16
8	24,09	24,09	19,25	24,13	14,79	19,39	23,00	23,19
9	20,18	19,99	23,48	20,00	14,37	23,23	22,92	21,85
10	17,96	17,80	21,21	18,23	12,45	20,24	20,37	20,01
11	17,08	16,97	19,47	17,08	10,69	19,13	18,73	20,99
12	23,84	23,82	22,98	23,80	16,95	22,87	22,65	22,56
13	23,00	22,76	25,42	22,89	25,29	25,03	25,60	30,26
14	22,13	21,91	25,76	22,13	15,79	26,01	26,72	28,93
15	22,19	22,29	27,17	22,74	11,86	26,72	26,43	25,65
Среднее	18,00	17,78	19,74	18,09	13,64	19,25	19,56	20,30

При штатной работе СДГ подобная проверка на других участках неба достаточно трудоёмка. Поэтому в ходе отработки вырабатывались другие, более простые критерии оценки качества калибровки:

- число звёзд, задействованных при калибровке,
- равномерность распределения звёзд по кадрам,
- яркость звёзд,
- невязки решения СЛУ при калибровке,
- ошибка единицы веса решения СЛУ при калибровке,
- удельная ошибка уравнивания СЛУ при калибровке.

Как видно из таблиц, наименьшие СКО остаточных рассогласований на 11-ти (из 15-ти) площадках были получены с использованием калибровочных параметров (площадки) № 5. Среднее СКО для параметров № 5 составляет 13,6 мкм или 2,2 угл. с. В свою очередь, при распознавании одиночных кадров СКО составляет от 8,2 до 13,1 мкм. Следовательно, калибровочные параметры № 5 вносят от 0,5 до 5,4 мкм в определение общей ориентации по трём кадрам.

По сравнению с другими параметрами, параметры № 5 имеют средние удельные ошибки, ошибки единицы веса и числа звёзд. Однако, в отличие от других площадок, на кадрах площадки № 5 отсутствуют звёзды ярче 13-й величины. Это говорит о том, что качество полученных изображений гораздо более важно, нежели количество звёзд в поле зрения. Также важны качество каталожных координат прямого восхождения и склонения и равномерность распределения звёзд по площади кадра.

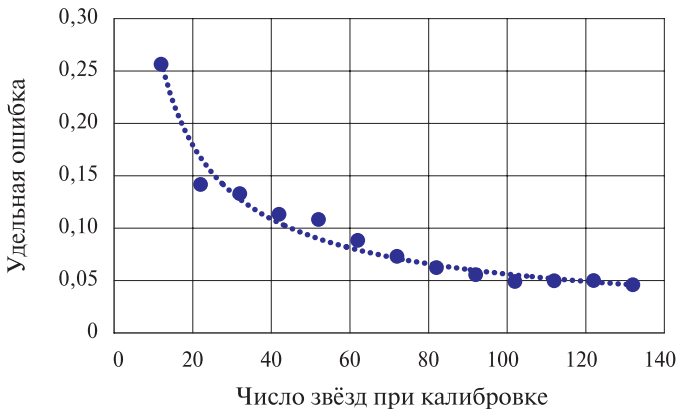


Рис. 4. Зависимости удельной ошибки от числа звёзд, показана степенная аппроксимация

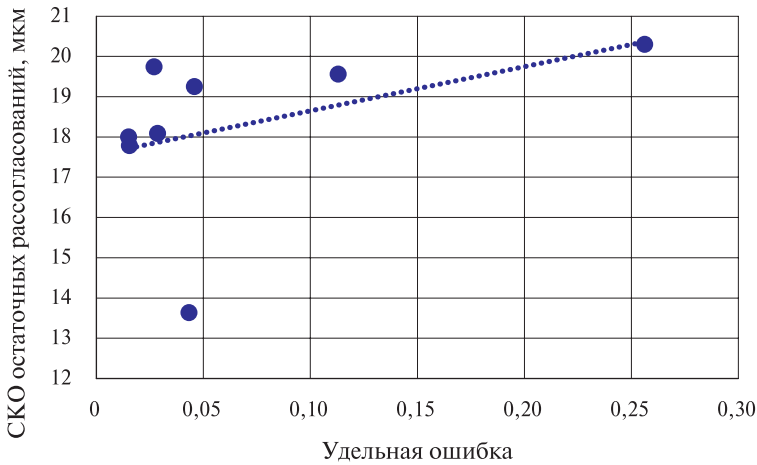


Рис. 5. Зависимость СКО остаточных рассогласований от удельной ошибки, показана линейная аппроксимация

Удельная ошибка представляет собой отношения невязок решения СЛУ к числу задействованных звёзд. Этот параметр позволяет однозначно определить достаточное число звёзд для калибровки. На рис. 4 видно, что при числе звёзд больше 100 увеличение точности решения СЛУ незначительно, это говорит о достигнутом пределе в качестве подобранных параметров, дальнейшее увеличение точности решения СЛУ невозможно.

Между удельной ошибкой и СКО остаточных рассогласований имеется положительная корреляция (рис. 5), следовательно, удельная ошибка может быть использована в качестве критерия точности калибровки.

ВЫВОДЫ

Калибровка является важным этапом работы СДГ, без которого невозможно точное наведение телескопа «Спектр-УФ» на наблюдаемый объект.

Калибровка СДГ состоит из одного обязательного этапа, необходимого для работы СДГ, и двух опциональных, позволяющих минимизировать число итераций и время наведения телескопа. При надлежащей астроподготовке и соответствующих возможностях научной и служебной аппаратуры этапы можно совмещать и выполнять одновременно.

Для качественной калибровки необходимо наличие от 75 до 100 звёзд в полях зрения всех трёх ДГ, т.е. по 25–30 звёзд в поле зрения одного ДГ. Минимальное число звёзд в поле зрения каждого ДГ для проведения калибровки — 4. Звёзды должны быть распределены максимально равномерно по площади кадра и иметь звёздную величину от 13 до 16^m.

Площадки для калибровки и параметры СК СДГ могут быть подобраны таким образом, что не будут вносить вклад в общую погрешность определения ориентации СДГ. Это требует выработки оптимальных критериев, позволяющих сделать вывод о качестве калибровки. При работе на наземных телескопах параметры калибровки вносят от 0,5 до 10 мкм в СКО невязок.

В ходе калибровки наиболее точно необходимо определять фокусное расстояние системы и координаты центров ПЗС-матриц ДГ. В свою очередь углы наклона ПЗС-матриц ДГ коррелированы и могут быть определены с меньшей точностью.

WORLD SPACE OBSERVATORY – ULTRAVIOLET FINE GUIDE SYSTEM CALIBRATION

E. V. Belinskaya, I. Yu. Katasonov, A. V. Nikitin, N. A. Stroilov, S. V. Voronkov

Space Research Institute of Russian Academy of Sciences (IKI RAN)

The article describes calibration procedure of Fine Guide System (FGS). FGS is used in Pointing Control System for targeting the World Space Observatory – Ultraviolet (WSO-UV) Space Telescope to observation objects. FGS calibration procedure is divided to three stages: 1) coordinate system determination; 2) spatial position definition of rotation wheels; 3) spatial position definition of scientific instruments. All the steps and ground testing results are described in detail.

Keywords: World Space Observatory — Ultraviolet, fine guide system, calibration, space telescope, pointing, targeting, guiding, guide, ground testing, WSO-UV, FGS.

Belinskaya Evgeniya Valer'evna — mathematic, EVBelinskaya@yandex.ru

Voronkov Sergey Vladimirovich — senior scientist, PhD, servor@nserv.iki.rssi.ru

Katasonov Igor Yur'evich — programmer, ikatasonov@gmail.com

Nikitin Andrey Vladimirovich — senior researcher, PhD, andvnik935@yandex.ru

Stroilov Nikolay Aleksandrovich — programmer, n.stroilov@gmail.com

ОТРАБОТКА ПРОГРАММНО-АЛГОРИТМИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ СИСТЕМЫ ДАТЧИКОВ ГИДА ПРИ НАТУРНЫХ И СТЕНДОВЫХ ИСПЫТАНИЯХ

*Е. В. Белинская¹, С. В. Воронков¹, И. Ю. Катасонов¹, Н. А. Строилов¹,
А. Э. Пискунов², Н. В. Чупина²*

¹ Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН)

² Институт астрономии Российской академии наук (ИНАСАН)

В статье рассматриваются методы и результаты отработки программно-алгоритмического обеспечения системы датчиков гида телескопа Т-170М космического аппарата «Спектр-УФ». Отработка проводилась:

- с использованием наземных средств, разработанных в ИКИ РАН: имитатора звёздного неба датчика гида и стенда динамических испытаний;
- при съёмках звёздного неба в условиях Москвы;
- при натурных испытаниях на телескопе Цейсс-1000 Специальной астрофизической обсерватории Российской академии наук (САО РАН).

Ключевые слова: система датчиков гида, наземная отработка, системы управления и наведения, телескоп Т-170М, Спектр-УФ.

В статье используются следующие условные обозначения:

2ЭСК	— вторая экваториальная система координат
БКУ	— бортовой комплекс управления
БОД	— блок обработки данных
ДГ	— датчик гида
ИЗН-ДГ	— имитатор звёздного неба датчика гида
КПА	— контрольно-проверочная аппаратура
МШИ	— массив штатной информации
ПЗС	— прибор с зарядовой связью, <i>англ.</i> CCD, Charge-Coupled Device
РТН	— расчётная точка наведения
СДГ	— система датчиков гида
СК ДГ	— система координат датчика гида
СК СДГ	— система координат системы датчиков гида
СКО	— среднеквадратическое отклонение
СПФ СДГ	— стенд проверки функционирования СДГ
ПАО	— программно-алгоритмическое обеспечение
2MASS	— <i>англ.</i> Two Micron All-Sky Survey, обзор всего неба на длине волны 2 мкм
FWHM	— <i>англ.</i> Full Width at Half Maximum, полная ширина на уровне половинной амплитуды

Белинская Евгения Валерьевна — математик, EVBelinskaya@yandex.ru

Воронков Сергей Владимирович — старший научный сотрудник, кандидат технических наук, servog@nserv.iki.rssi.ru

Катасонов Игорь Юрьевич — программист, ikatasonov@gmail.com

Пискунов Анатолий Эдуардович — ведущий научный сотрудник, доктор физико-математических наук, piskunov@inasan.ru

Строилов Николай Александрович — младший научный сотрудник, stroilov@iki.rssi.ru

Чупина Наталия Викторовна — научный сотрудник, кандидат физико-математических наук, chupina@inasan.ru

В настоящее время в ИКИ РАН ведётся разработка системы датчиков гида телескопа, которая предназначена для решения задач наведения телескопа Т-170М на объект наблюдения с точностью не хуже десятых долей угловой секунды.

Важным этапом при создании такой системы является обработка программно-алгоритмического обеспечения в условиях, максимально приближённых к реальным условиям работы на космическом телескопе. В статье рассматриваются следующие средства, используемые для отработки системы датчиков гида: имитаторы, стенды и наземные телескопы.

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Система датчиков гида включает резервированный блок обработки данных и три оптических датчика гида на основе ПЗС-матрицы (рис. 1). Блок обработки данных решает задачи управления режимами работы СДГ, обработки полученных датчиками гида изображений и определения текущей ориентации СДГ в инерциальном пространстве. Основные характеристики прибора приведены ниже.

Основные параметры СДГ

Фокусное расстояние	17 м
Размер элемента ПЗС	16×16 мкм
Размер элемента ПЗС	0,2×0,2 угл. с
Поле зрения ДГ	3×3 угл. мин
Время экспонирования	1 с

Каждый датчик имеет небольшое поле зрения, в связи с чем к СДГ предъявляются довольно жёсткие требования по регистрации слабых звёзд. Анализ звёздной обстановки на разных галактических широтах показывает, что для выполнения своей целевой задачи СДГ должна быть способна регистрировать и обрабатывать звёзды до 17-й звёздной величины в полосе Ru (длина волны от 550 до 850 нм).

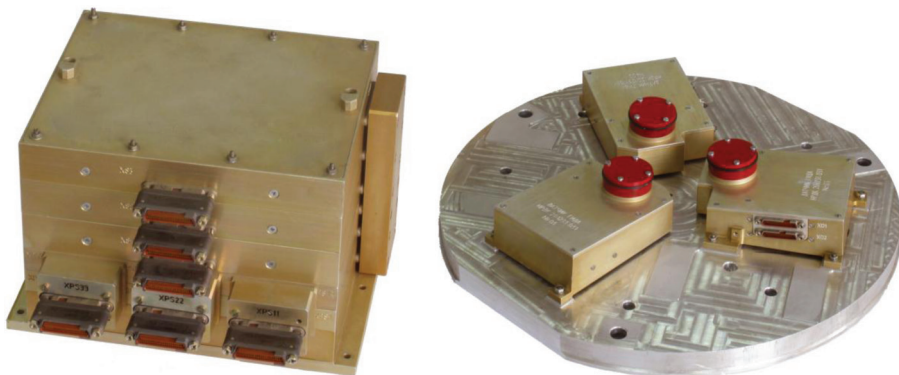


Рис. 1. Технологический образец СДГ: блок обработки данных и три датчика гида, установленные на имитаторе посадочного места

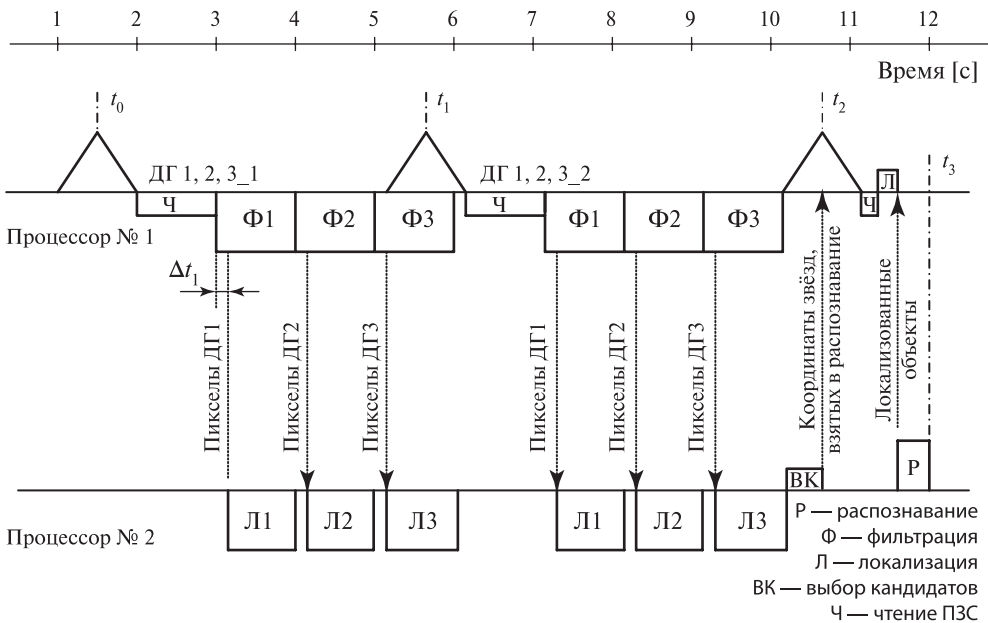


Рис. 2. Циклограмма работы при первичной обработке полноформатных кадров в подрежиме «Отождествление»

В штатном режиме работы СДГ может использовать одновременно до трёх полноформатных кадров с датчиков гида, которые имеют непересекающиеся поля зрения. Число работающих датчиков выбирается исходя из астрообстановки вблизи объекта наблюдения в конкретном сеансе.

Основным функциональным режимом работы СДГ является «Наведение», который содержит подрежимы: «Отождествление» и «Слежение».

Рассмотрим циклограмму работы СДГ при первичной обработке полноформатных кадров в подрежиме «Отождествление», представленную на рис. 2.

Для сокращения времени на первичную обработку полноформатных кадров в приборе используется двухпроцессорная схема. Экспонирование трёх кадров, а также передача изображения с ПЗС-матриц производится одновременно со всех задействованных датчиков по трём независимым информационным каналам в процессор № 1 БОД. На начальном этапе работы СДГ в кадровую память БОД записываются полные кадры, а именно, несжатые и необработанные изображения с ДГ, размером 1024×1024 пикс. Время, необходимое для получения кадров с работающих ДГ, составляет 2 с, из которых 1 с тратится на экспонирование кадров и 1 с — на считывание полного кадра с ПЗС-матрицы. Над сохранёнными кадрами производятся следующие операции:

- Фильтрация (Ф), т. е. выделение пикселей выше заданного порога, которые потенциально могут являться частью изображений звёзд; фильтрация осуществляется в процессоре № 1 сразу после считывания кадров с ДГ. При этом пиксели выше порога сразу же передаются в процессор № 2 в процедуру локализации (см. рис. 2).

- Локализация (Л), т.е. выделение на изображении пространственно-связанных кластеров, расчёт координат их энергетических центров.

Одновременно с выполнением процедуры локализации кадров, полученных в момент времени t_0 , выполняется второе экспонирование (момент времени t_1), по окончании которого повторяются процедуры считывания, фильтрации и локализации. Используя полученные массивы локализованных объектов, ПАО БОД реализует процедуру построения гистограммы смещений, направленную на отбраковку объектов на кадрах, не являющихся звёздами, путём сравнения координат объектов на первом и на втором кадрах с каждого работающего ДГ. При этом определяется величина наиболее часто встречающегося сдвига между координатами объектов на двух кадрах, и звездой считается объект, чьи координаты на соседних кадрах отличаются на величину этого сдвига. В результате выполнения такой процедуры в БОД для каждого ДГ сохраняется массив локализованных объектов на втором кадре, которые априорно считаются звёздами (звёзды-кандидаты). Если общее количество звёзд-кандидатов в полях зрения задействованных ДГ не превышает двух, СДГ автоматически переходит к новому экспонированию пары кадров и повторяет описанную процедуру. Если общее количество звёзд-кандидатов в задействованных ДГ больше двух, осуществляется их отбор (процедура «ВК» на рис. 2) исходя из следующих соображений: производится ранжирование звёзд на каждом кадре ДГ по убыванию интегральной яркости, для дальнейшего использования берутся объекты, начиная с самого яркого, расположенные на изображении ДГ максимально далеко друг от друга. Максимальное количество звёзд-кандидатов, отобранных с изображений работающих датчиков гида, — 12.

Результатом является сформированный массив звёзд-кандидатов на момент времени t_1 . После этого в момент времени t_2 (см. рис. 2) осуществляется экспонирование всеми задействованными ДГ. При этом не выполняется считывание полноформатных кадров, а обрабатываются только фрагменты ПЗС в окрестностях координат звёзд-кандидатов. Массив координат этих звёзд на момент t_2 поступает на вход процедуры распознавания (процедура «Р» на рис. 2) в процессоре № 2. Указанная процедура подразумевает выполнение следующих операций:

- приведение координат звёзд-кандидатов на ПЗС к единой СК СДГ с использованием матриц перехода от СК ДГ к СК СДГ, координат главных точек ДГ в СК СДГ, значения фокусного расстояния; указанные параметры определяются до работы СДГ в режиме наведения при так называемых калибровочных операциях;
- вычисление угловых расстояний между звёздами, входящими в состав звёздных каталогов, переданных в СДГ, а также угловых расстояний между звёздами-кандидатами в СК СДГ;
- решение системы уравнений для определения ориентации осей СК СДГ в 2ЭСК, а также углов отклонения СК СДГ от РТН.

Одновременно с реализацией процедуры распознавания в процессоре № 1 выполняется процедура слежения за положением звёзд-кандидатов на ПЗС-матрицах задействованных ДГ путём выдачи команд на экспонирование,

получения изображений, локализации объектов на изображениях. При этом в выходной массив данных МШИ записывается информация об относительном положении СК СДГ на текущем такте запроса МШИ относительно предыдущего, а также вычисляется текущая скорость и отслеживается выход звёзд-кандидатов из поля зрения датчиков.

После получения достоверной информации об ориентации (момент времени t_3 на рис. 2, 3) прибор автоматически переходит в подрежим «Слежение», отслеживая перемещение изображений распознанных (гидируемых) звёзд по ПЗС-матрице и уточнению положения СК СДГ относительно 2ЭСК с частотой 0,5 Гц (см. рис. 3).

Процедура слежения включает:

- накопление, считывание строк для формирования фрагментов и локализации объектов во фрагментах в процессоре № 1;
- сопоставление локализованных объектов с изображениями гидируемых звёзд на ПЗС-матрицах ДГ, полученных на предыдущем такте, сравнение координат одних и тех же гидируемых звёзд на соседних кадрах для выбора объектов, которые гарантированно являются звёздами, в процессоре № 2; уточнение текущего положения СК СДГ и отклонения её осей от расчётного положения на момент получения изображений (процедура «ОР» на рис. 3).

При описанном взаимодействии процессоры работают параллельно, но при этом постоянно обмениваются данными между собой и должны быть строго синхронизированы как по вызову функций, так и по передаваемым данным.

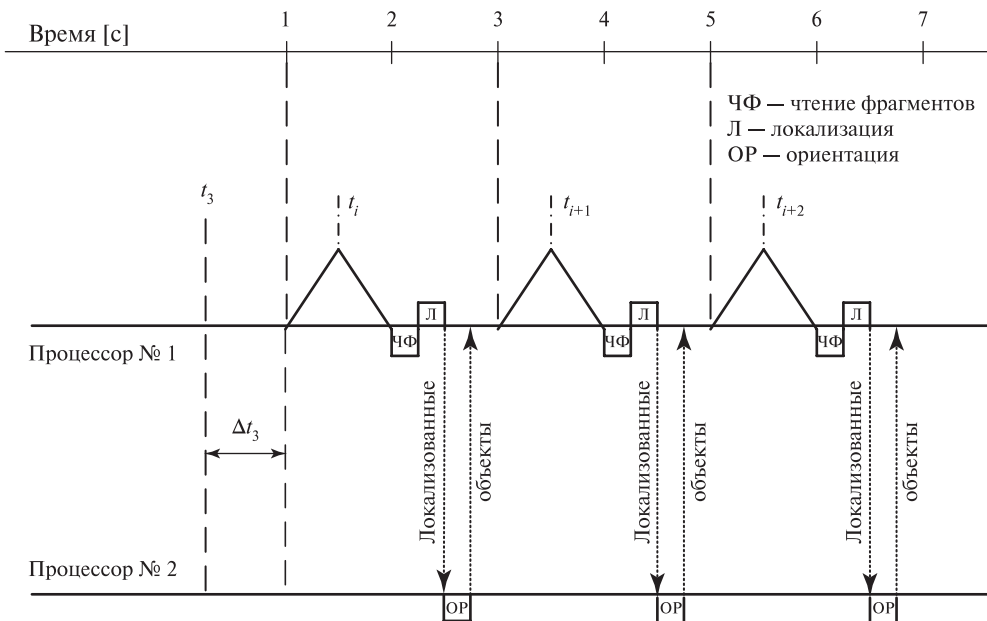


Рис. 3. Циклограмма работы в подрежиме «Слежение»

При отработке ПАО СДГ перед разработчиками были поставлены следующие основные задачи:

- 1) отработка алгоритмов калибровки;
- 2) отработка построения звёздных каталогов для трёх полей зрения;
- 3) работа СДГ в штатных режимах: локализация, передача изображения, наведение.

Для решения вышеперечисленных задач используются специально разработанные стендовые комплексы либо выполняются натурные съёмки звёздного неба.

СРЕДСТВА НАЗЕМНОЙ ОТРАБОТКИ

Традиционно в ИКИ РАН для задач автономных проверок оптико-электронных приборов используются статические имитаторы и динамические стенды. Для СДГ были разработаны ИЗН-ДГ (рис. 4), позволяющие имитировать в поле зрения каждого датчика изображения от 1 до 4 точечных объектов.

Конструктивно ИЗН-ДГ устанавливается непосредственно над ПЗС-матрицей. Источником света служит лазерное излучение, проходящее через маску, которая позволяет задать конфигурацию объектов. Пример изображения, полученного при использовании ИЗН-ДГ, приведён на рис. 5а. На рис. 5б приведено распределение яркостей в изображении одной из «звёзд» на ПЗС-матрице ДГ.

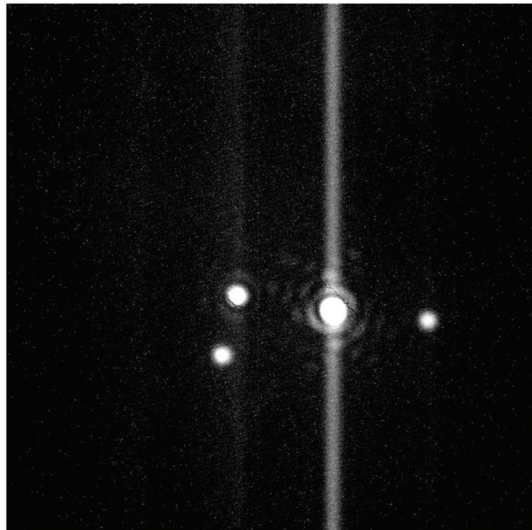
Получаемое с ИЗН-ДГ изображение объекта имеет большую площадь ($F_{WHM} = 24$ пикс) и небольшую интегральную яркость (см. рис. 5б), что не позволяет полноценно использовать ИЗН-ДГ в задачах отработки ПАО СДГ. С использованием ИЗН-ДГ проводят проверки оптического тракта датчика гида и простейшие проверки функционирования СДГ в процессе автономной отработки в ИКИ РАН. Также ИЗН-ДГ может использоваться при комплексных испытаниях СДГ в Научно-производственном объединении (НПО) им. С.А. Лавочкина. Кроме того, ИЗН ДГ играет роль защитной крышки датчика гида, предохраняя ПЗС-матрицу и электронику ДГ от загрязнений.

Другим средством для проведения автономной отладки программного обеспечения СДГ является стенд проверки функционирования СДГ (рис. 6).

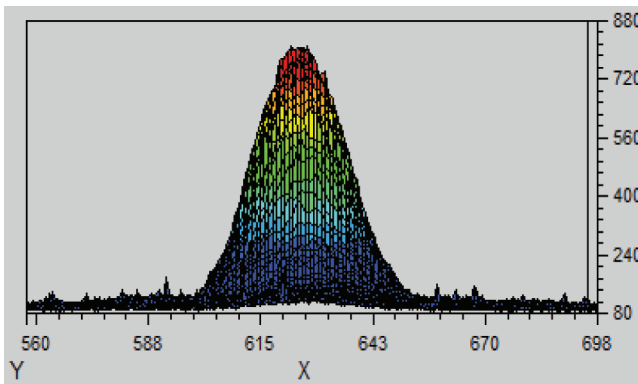
Стенд построен на базе планшетного компьютера с экраном высокого разрешения. Разработанное в ИКИ РАН программное обеспечение позволяет моделировать на экране участки небесной сферы и перемещать их по заданному закону. При этом используются реальные звёздные каталоги. Датчики гида установлены на имитаторе посадочного места в фокальной плоскости объектива, который используется вместо оптической системы телескопа для проецирования изображений звёзд с экрана планшета на ПЗС-матрицы датчиков гида. Использование такого стенда позволяет отработать межпроцессорное взаимодействие в блоке обработки данных, работу СДГ по реальным каталогам, штатные режимы работы прибора. На рис. 7 приведён кадр, полученный с СДГ при работе на стенде.



Рис. 4. Датчик гида с установленным ИЗН-ДГ



а



б

Рис. 5. Изображение с ДГ, полученное при установленном ИЗН-ДГ (а);
распределение яркости в изображении точечного объекта (б)

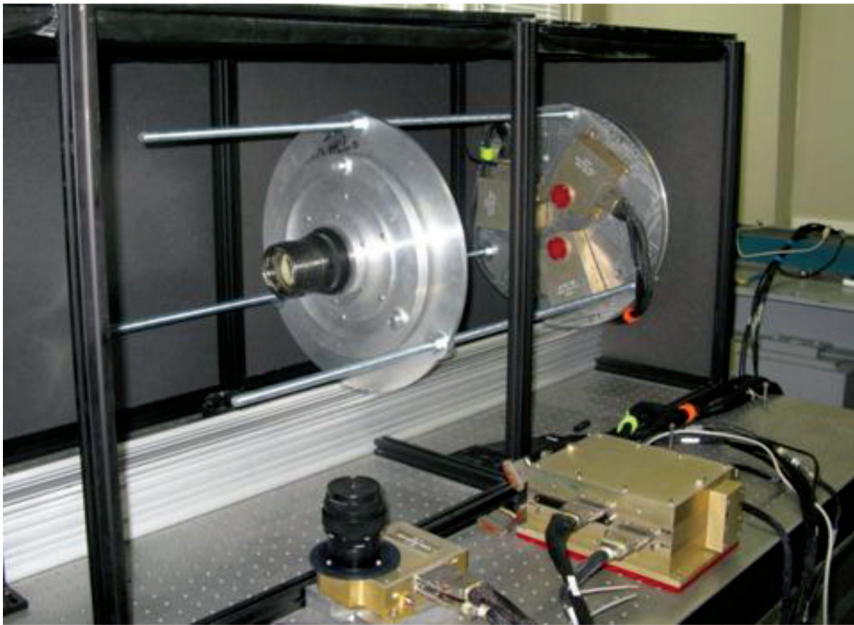


Рис. 6. Стенд проверки функционирования СДГ

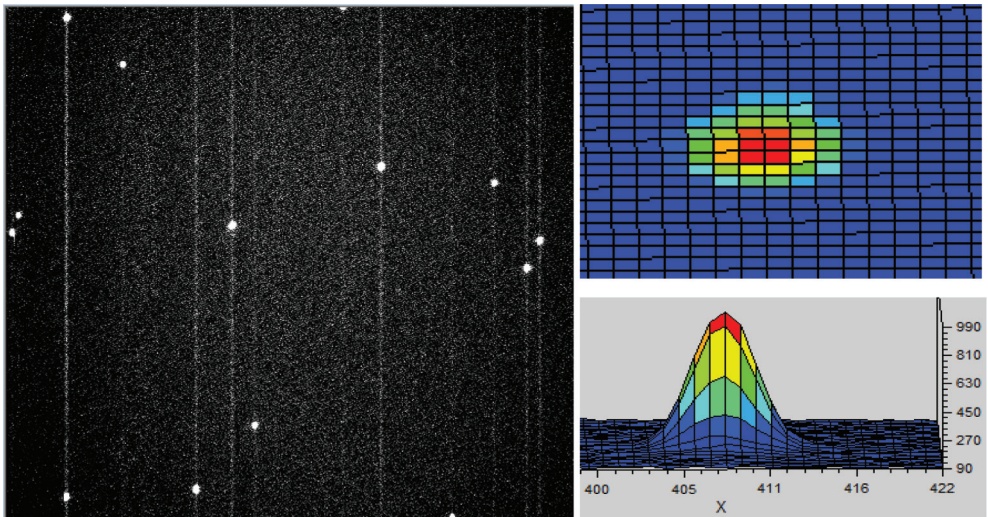


Рис. 7. Кадр, полученный ДГ на СПФ СДГ

Размер пиксела монитора равен 122 мкм и отличается от размера пиксела ПЗС-матрицы, равного 16 мкм, почти в 8 раз. Это приводит к тому, что при выводе на мониторе объекта размером 1 пикс, на ПЗС-матрице получаем объект размером 8×8 пикс (см. рис. 7, справа). В частности, этот эффект приводит к невозможности моделирования на стенде плавного движения звёзд в поле зрения ДГ. Таким образом, полноценная проверка программно-алгоритмического обеспечения невозможна без натуральных испытаний.

Как показала практика, наиболее подходящим вариантом является проведение съёмки звёзд на телескопе Цейсс-1000 Специальной астрофизической обсерватории Российской академии наук (САО РАН). Указанный телескоп имеет оптическую схему, аналогичную схеме телескопа Т-170М, и близкие значения диаметра зеркала и фокусного расстояния.

РЕЗУЛЬТАТЫ ОТРАБОТКИ ПРОГРАММНО-АЛГОРИТМИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ СИСТЕМЫ ДАТЧИКОВ ГИДА НА ТЕЛЕСКОПЕ ЦЕЙСС-1000

В ходе экспериментальных работ на телескопе с технологическим образцом СДГ в 2012 и 2014 гг. (рис. 8) решались следующие задачи:

- оценка фотометрических характеристик СДГ;
- проведение калибровочных операций для определения эквивалентного фокусного расстояния СК СДГ, а также матриц перехода от СК ДГ к СК СДГ;
- отработка наземного программного обеспечения, предназначенного для формирования рабочих каталогов СДГ;
- отработка режимов работы СДГ: «Локализация», «Проверка и подготовка параметров», «Передача изображения», «Наведение»;
- проверка работоспособности СДГ в различных условиях функционирования: при задействовании разного количества ДГ, при наличии в полях зрения ДГ звёзд различной яркости и разного количества, при движении телескопа и т. п.;

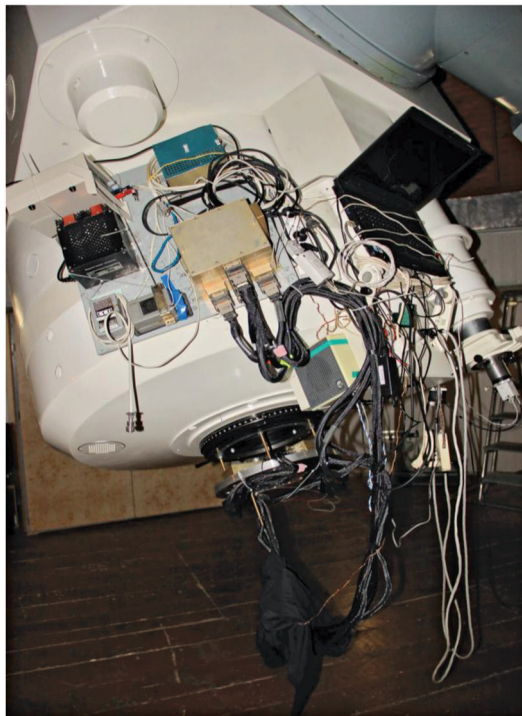


Рис. 8. Технологический образец СДГ на телескопе Цейсс-1000

- обработка процедуры наведения телескопа на исследуемый объект с использованием измерительной информации СДГ;
- интерпретация полученных результатов, выдача рекомендаций по доработке ПАО СДГ.

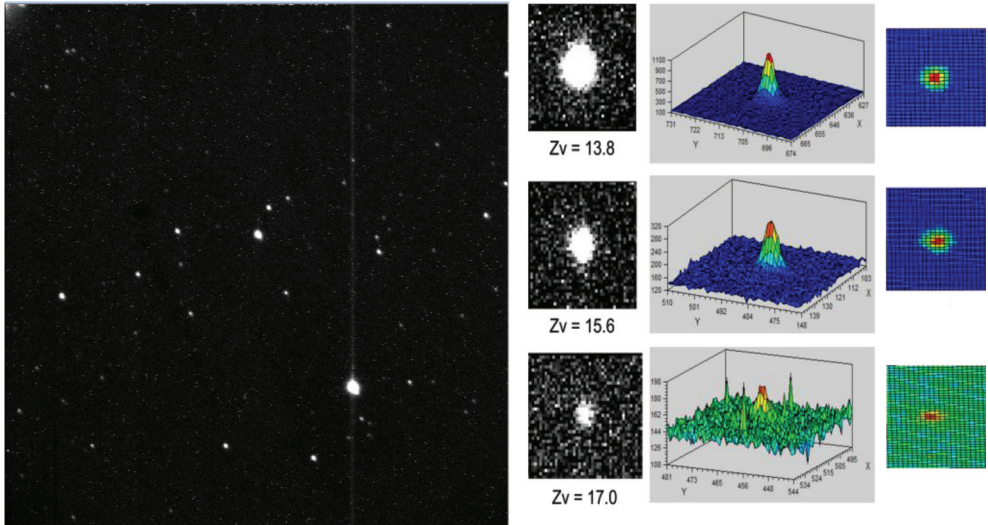


Рис. 9. Кадр с ДГ, полученный на телескопе Цейсс-1000

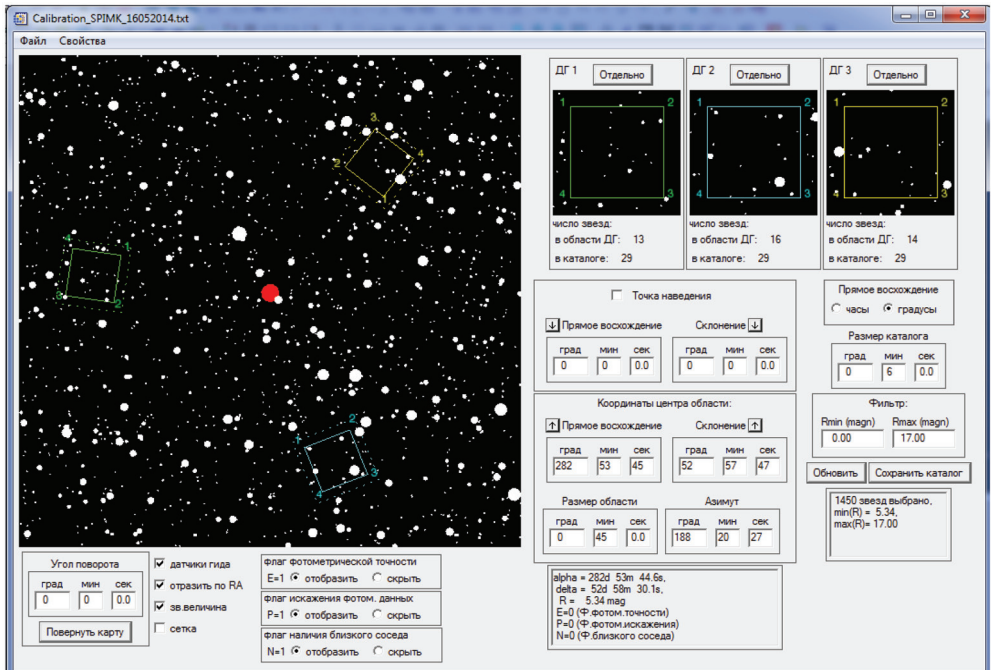


Рис. 10. Главное окно программы для работы с каталогами

Фокусировка телескопа выполнялась с помощью вторичного зеркала, контроль изменения фокусировки проводился путём получения кадров с ДГ и анализа формы и размеров изображений звёзд на кадрах. Контролируемым параметром при этом являлось значение полуширины на полувысоте FWHM. Съёмка проводилась при времени накопления 10 с, которое было выбрано, исходя из требований наблюдения звёзд до 16-17-й звёздных величин при обеспечении отношения сигнал/шум не менее 15.

Фотометрические характеристики СДГ оценивались путём регистрации звёзд различной яркости, их отождествления в звёздном каталоге и сравнения измеренных интегральных яркостей изображений звёзд на кадрах ДГ с теоретически рассчитанными значениями.

На рис. 9 показан кадр, полученный с ДГ на телескопе Цейсс-1000 со временем накопления, равным 10 с, а также вид звёзд различной звёздной величины.

На рис. 9 видно, что достигнутые значения FWHM звёзд не превышают 1,5 угл. с. Для примера, на телескопе Т-170М ожидаемое значение FWHM составит около 0,7 угл. с. Анализ интегральных яркостей изображений звёзд, зарегистрированных ДГ, показывает, что в космосе при отсутствии атмосферы СДГ на телескопе с диаметром зеркала 170 см будет уверенно регистрировать звёзды до 17-18-й звёздной величины при времени экспонирования 1 с.

Для работы СДГ в режиме «Наведение» необходимо проведение предварительных калибровочных работ, основной целью которых является формирование системы координат СДГ. При этом происходит определение пространственного положения плоскостей трёх ПЗС-матриц датчиков гида относительно друг друга и относительно задней узловой точки телескопа. Калибровка выполняется по богатым участкам звёздного неба путём обработки изображений, полученных с каждого датчика гида при стабилизации телескопа. Изображения передаются в БКУ (или в контрольно-испытательную аппаратуру при наземных экспериментах), где выполняется их обработка с помощью специального программного обеспечения. Калибровка СДГ должна обязательно выполняться на первом этапе полёта, а также периодически в процессе функционирования телескопа в космосе. Подробнее процесс калибровки описан в статье настоящего сборника *Белинская Е. В., Воронков С. В., Катасонов И. Ю., Никитин А. В., Строилов Н. А.* Калибровка системы датчиков гида телескопа Т-170М (см. с. 55).

При функционировании СДГ необходимо формировать звёздные каталоги отдельно для поля зрения каждого ДГ. В качестве основы для создания рабочих звёздных каталогов ДГ используется созданный в ИНАСАН Мастер-каталог, в основе которого лежит каталог 2MASS.

Мастер-каталог снабжён специализированным программным обеспечением, разработанным ИНАСАН совместно с ИКИ РАН и обеспечивающим удобное взаимодействие пользователя с каталогом (рис. 10).

Указанная программа позволяет оператору выбрать любой участок небесной сферы и отобразить на мониторе содержащиеся в этом участке звёзды в заданном диапазоне звёздной величины. Для выбранной ориентации СК СДГ с учётом параметров взаимного расположения полей зрения датчиков гида программа позволяет графически отобразить проекции полей зрения ДГ на небесную сферу. Это даёт возможность оценить ожидаемую конфигурацию звёзд в кадрах, полученных с ДГ, а также составить рабочие звёздные

каталоги для каждого ДГ. Созданные в программе каталоги могут быть загружены в блок обработки данных СДГ и использованы при работе прибора в режиме «Наведение».

На рис. 11 приведён пример изображения, полученного с ДГ № 1 (справа), а также изображения, сформированного программой визуализации Мастер-каталога (слева) на основе данных о текущей ориентации СК СДГ. Как видно из рисунка, конфигурация звёзд на обоих изображениях совпадает, что подтверждает правильность работы программы.

Для отработки прибора в ИКИ РАН была разработана контрольно-проверочная аппаратура СДГ, которая позволяет полностью имитировать работу с прибором со стороны бортового комплекса управления в штатных режимах, а также реализует технологические режимы, необходимые для отладки ПАО СДГ. Именно такой режим был использован на первичных этапах работы на телескопе Цейсс-1000, при котором, помимо штатной информации об ориентации, прибор передавал информацию о положении объектов на кадре.

На первом этапе отработки телескоп Цейсс-1000 находился в режиме часового ведения, при котором сопровождение телескопом звёздных объектов осуществляется за счёт механизмов, компенсирующих только суточное вращение Земли, т. е. путём движения телескопа по часовому углу. На рис. 12–14 приведён характер движения звезды в каждом датчике в течение около 12 мин.

По оси абсцисс отложено перемещение энергетического центра звезды R в миллиметрах на ПЗС-матрице на интервале времени между соседним экспонированием в моменты времени t_i и t_{i-1} , вычисляемое как:

$$R = \sqrt{(x_i - x_{i-1})^2 + (y_i - y_{i-1})^2}, \quad (1)$$

где x_i, x_{i-1} — координата x изображения звезды на ПЗС-матрице в моменты времени t_i и t_{i-1} ; y_i, y_{i-1} — координата y изображения звезды на ПЗС-матрице в моменты времени t_i и t_{i-1} .

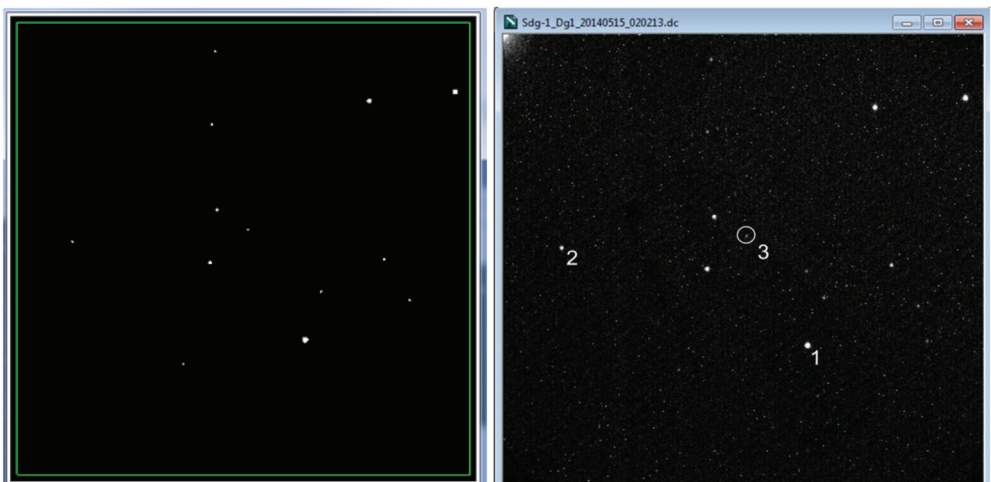


Рис. 11. Кадр с ДГ, полученный на телескопе Цейсс-1000 (справа): 1 — $13,8^m$; 2 — $15,6^m$; 3 — $17,0^m$; изображение участка небесной сферы в поле зрения ДГ, построенной программой для работы с каталогами (слева)

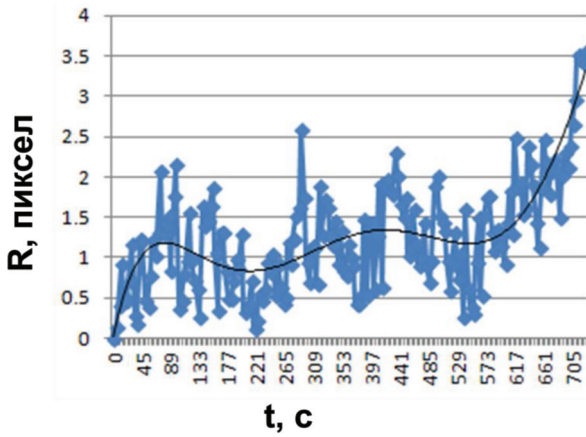


Рис. 12. График изменения положения звезды на ПЗС-матрице ДГ1

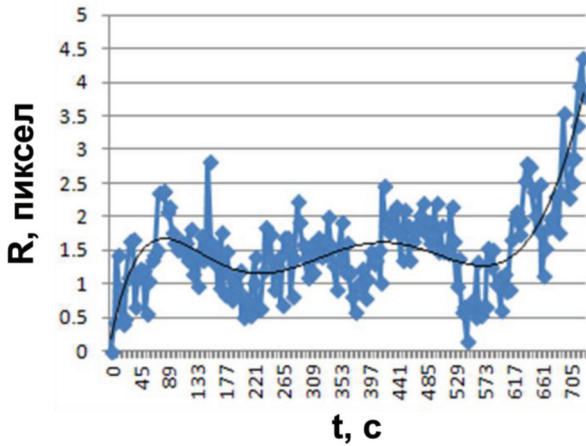


Рис. 13. График изменения положения звезды на ПЗС-матрице ДГ2

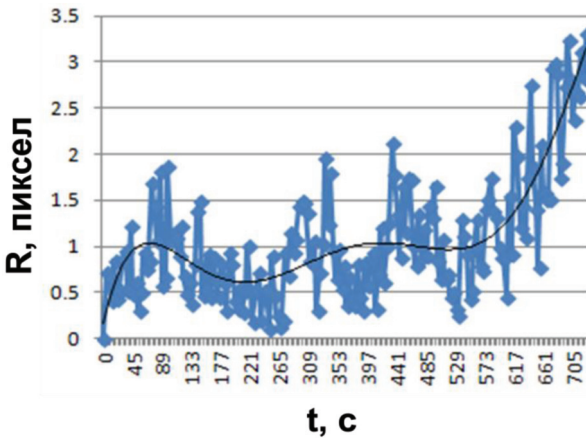


Рис. 14. График изменения положения звезды на ПЗС-матрице ДГ3

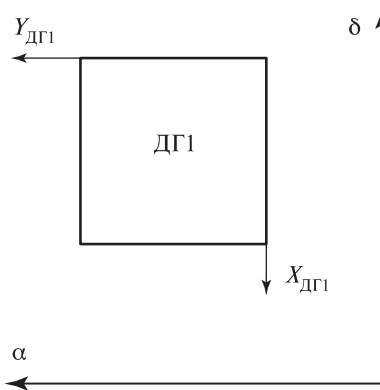


Рис. 15. Взаимное положение осей y и x СК ДГ1 по отношению к 2ЭСК при установке СДГ на телескопе Цейсс-1000

Как видно из графиков, даже находясь в режиме часового ведения, телескоп совершает перемещения относительно звёзд, причём в его движении можно выделить как случайную, так и систематическую составляющие. При этом характер смещения объектов на ПЗС-матрицах различен между датчиками, но носит идентичный характер между объектами внутри поля зрения одного датчика.

В результате того, что изображения звёзд на ПЗС-матрицах ДГ меняли своё положение от кадра к кадру, рассчитываемая по этим кадрам ориентация СК СДГ менялась аналогичным образом. Сказанное иллюстрируют рис. 15 и 16, на первом из которых показано, как расположены оси СК ДГ1, установленного на телескопе Цейсс-1000, относительно осей 2ЭСК, а на втором приведены графики изменения углов прямого восхождения и склонения СК СДГ и координат x и y одной из гидрируемых звёзд в поле зрения ДГ1.

К сожалению, факт наличия описываемого движения телескопа в режиме часового ведения не позволяет получить статические изображения звёздного неба и оценить точностные характеристики СДГ.

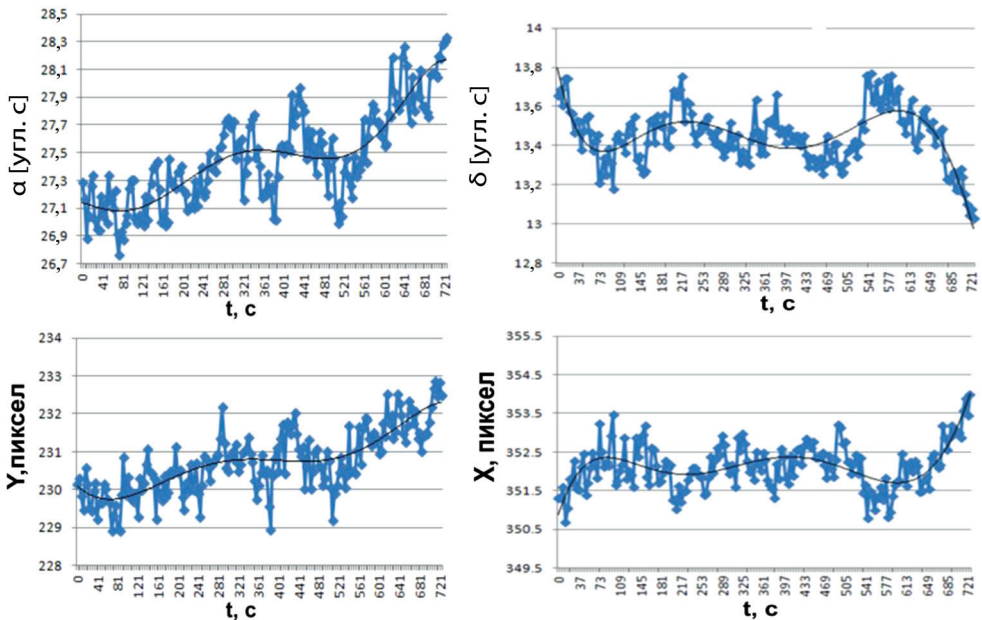


Рис. 16. Графики изменения угла прямого восхождения (сверху слева) и склонения (сверху справа) СК СДГ и графики изменения положения координат звезды на ПЗС-матрице ДГ1 по осям x и y (внизу слева и справа)

Система датчиков гида способна выполнять свою функциональную задачу при минимальном количестве гидируемых звёзд, равном 3. При этом распределение звёзд может быть таким, что в поле зрения каждого из трёх используемых ДГ будет находиться по одной звезде. В таблице приведены результаты работы системы по нескольким площадкам с различными вариантами числа звёзд в полях зрения ДГ.

Результаты работы СДГ по нескольким площадкам

Число объектов в поле зрения датчиков гида			Распознано объектов	СКО x [мкм]	СКО y [мкм]
ДГ1	ДГ2	ДГ3			
Площадка 1					
3	3	3	9	15	15
Площадка 2					
2	1	1	4	15,5	15,3
1	1	1	3	9,5	3,6
Площадка 3					
1	1	1	3	15	9,9

В качестве критерия оценки результатов рассматривались значения СКО остаточных рассогласований по осям X и Y СК СДГ при уравнивании положения звёзд на ПЗС-матрице и в звёздном каталоге. Как видно из таблицы, эти значения не превышали 16 мкм, т. е. размера одного элемента ПЗС-матрицы. Это несколько больше, чем должно быть в космосе, но при наблюдениях с Земли, в условиях наличия атмосферы и облачности, такой результат является удовлетворительным.

Для проверки работоспособности СДГ при наличии углового движения относительно звёзд на телескопе Цейсс-1000 задавалось движение телескопа с известной скоростью вокруг осей X и Y СК СДГ. СДГ работал в режиме «Наведение», определяя абсолютную ориентацию осей собственной системы координат и отклонение от расчётной точки наведения.

На рис. 17а приведён график значений скорости, задаваемой телескопу Цейсс-1000 по каждой из осей, на рис. 17б даны графики изменения положения осей X и Y СК СДГ. Графики приведены в единой временной шкале, отрицательные и положительные значения скоростей соответствуют различным направлениям движения.

По оси абсцисс на рис. 17б указано относительное смещение осей СК СДГ. За нулевое положение принято отклонения осей СК СДГ от расчётной точки на момент определения ориентации ($t = 0$).

Помимо характера движения была найдена количественная оценка скорости движения осей СК СДГ на каждом такте запроса МШИ:

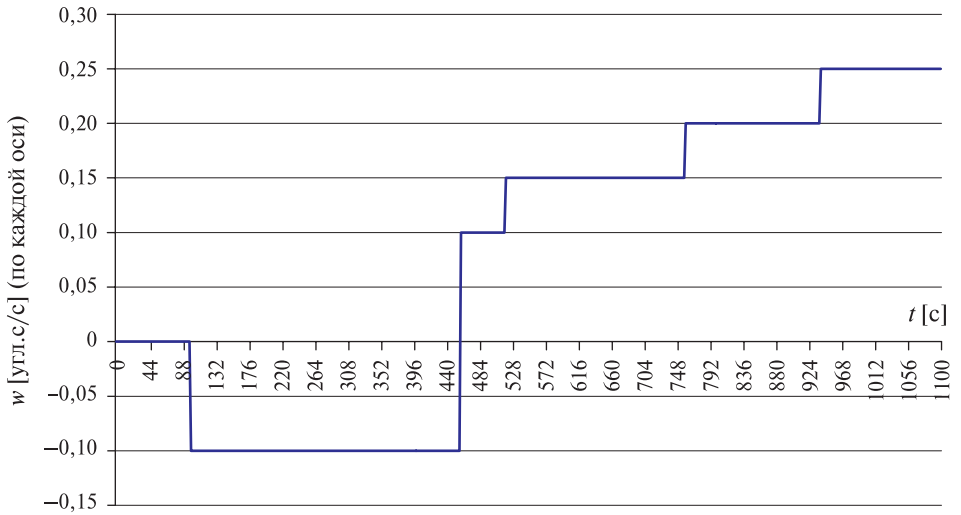
$$w_x = \frac{dx_i - dx_{i-1}}{t_i - t_{i-1}}, \quad (2)$$

$$w_y = \frac{dy_i - dy_{i-1}}{t_i - t_{i-1}}, \quad (3)$$

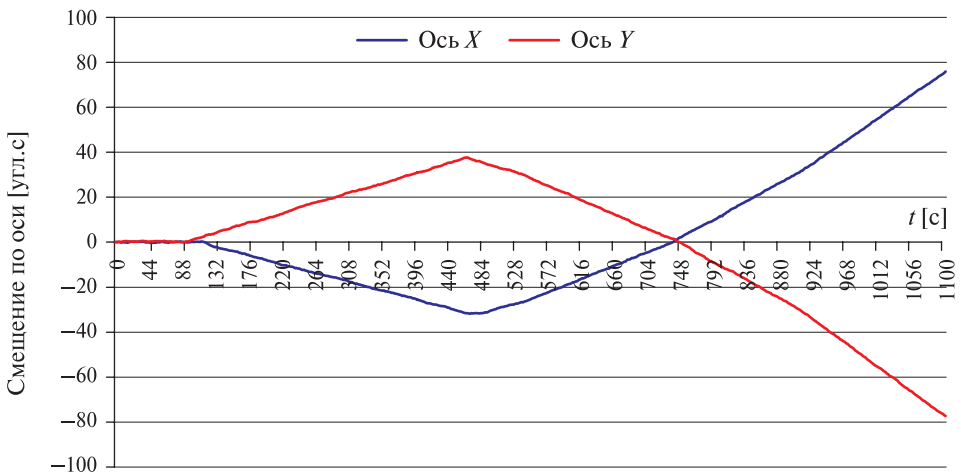
где wx_i — скорость движения по оси X СК СДГ на i -м такте; wy_i — скорость движения по оси Y СК СДГ на i -м такте; dx_i, dy_i — отклонение осей X и Y от РТН на i -м такте; dx_{i-1}, dy_{i-1} — отклонение осей X и Y от РТН на $(i-1)$ -м такте; $t_i - t_{i-1}$ — время, прошедшее между запросами МШИ.

На рис. 18 и 19 представлены графики полученных по уравнениям (2) и (3) скоростей, рассчитанных по показаниям СДГ, соответственно по оси x (рис. 18, W_{sdgX}) и y (рис. 19, W_{sdgY}). На тех же рисунках представлен аппроксимированный график изменения скорости телескопа (W).

Как видно на рис. 17–19, СДГ способна функционировать при скоростях движения до 0,25 угл. с/с. При этом характер и направление смещения осей СК СДГ, рассчитанные по показаниям СДГ, соответствуют характеру движения телескопа.



а



б

Рис. 17. Графики скорости движения телескопа (а) и изменения положения осей СК СДГ (б)

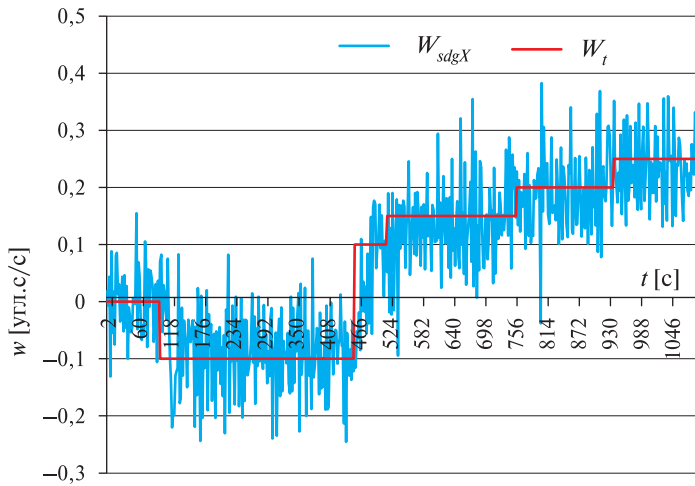


Рис. 18. Скорость движения относительно оси X СК СДГ

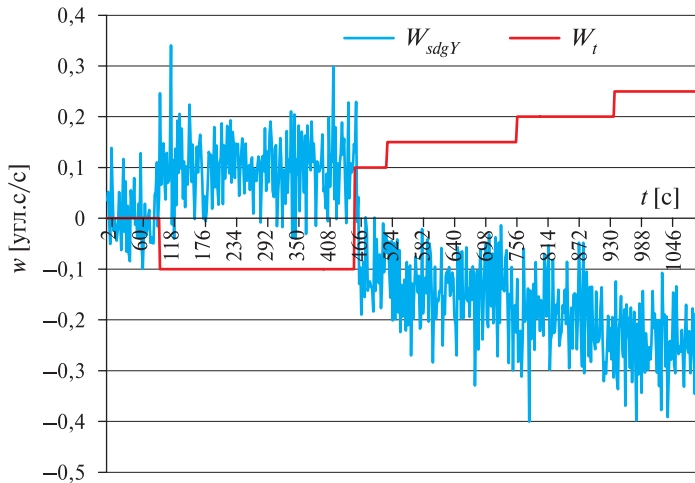
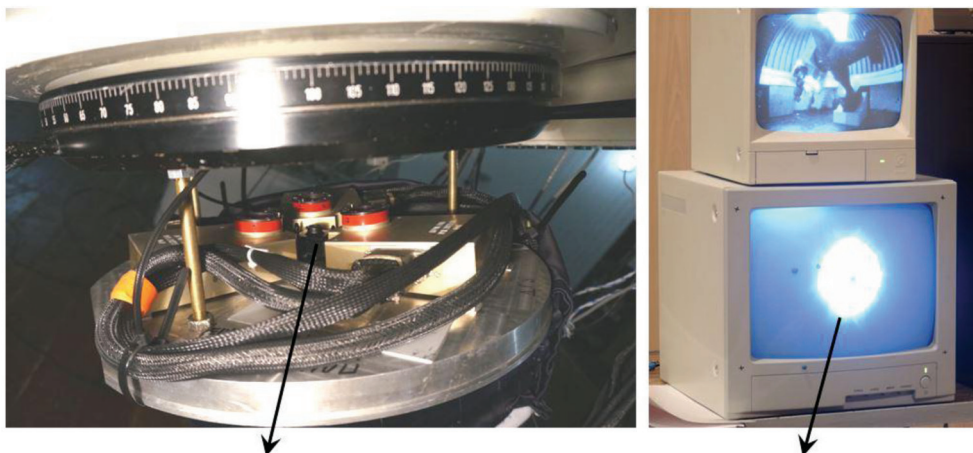


Рис. 19. Скорость движения относительно оси Y СК СДГ

На завершающей стадии работ на телескопе Цейсс-1000 был проведён эксперимент по наведению телескопа на выбранный объект небесной сферы с использованием информации СДГ.

В качестве имитатора научного прибора использовалась камера SONY коммерческого назначения, установленная в центре посадочной плиты ДГ (рис. 20). При этом выполнялся следующий порядок действий:

- телескоп наводился в некую область небесной сферы таким образом, чтобы в центре камеры регистрировалась яркая звезда;
- СДГ определял параметры ориентации СК СДГ относительно 2ЭСК; полученные данные сравнивались с углами, по которым был наведён телескоп. Таким образом, осуществлялась привязка СК телескопа к СК СДГ;



Имитатор научного прибора

Изображение с имитатора научного прибора

Рис. 20. Отработка процедуры наведения телескопа Цейсс-1000 на объект наблюдения по информации от СДГ

- выбиралась яркая звезда в другой части небесной сферы, её координаты задавались в качестве координат расчётной точки наведения для СДГ;
- осуществлялась переориентация телескопа на выбранную звезду, СДГ определял параметры ориентации и рассчитывал отклонения от требуемого направления;
- на основе указанных данных выполнялся дополнительный поворот телескопа и регистрировалось изображение с камеры; подтверждением окончания процедуры наведения являлось изображение, полученное с камеры SONY (см. правую часть рис. 20).

ВЫВОДЫ

В результате проведённых работ была подтверждена работоспособность созданной версии программно-алгоритмического обеспечения системы датчиков гида, эта версия используется в настоящее время при проведении конструкторско-доводочных испытаний.

FIELD AND STAND DEVELOPMENT OF THE FINE GUIDANCE SYSTEM SOFTWARE

E. V. Belinskaya¹, S. V. Voronkov¹, I. Yu. Katasonov¹, N. A. Stroilov¹, A. E. Piskunov², N. V. Chupina²

¹ Space Research Institute of Russian Academy of Sciences (IKI RAN)

² Institute of Astronomy of Russian Academy of Sciences (INASAN)

The article considers methods and results of software development for the Fine Guidance System (FGS) of the T-170M Telescope.

There were some methods of the development:

- using ground tools, which were developed in the IKI RAN: star sky imitator for the optical sensors of the FGS and complex stand of the dynamic tests;
- taking picture of the sky above the Moscow;
- working on the Zeiss-1000 telescope of the Special Astrophysical Observatory of Russian Academy of Sciences (SAO RAN);

Keywords: the Fine Guidance System, control and navigation systems, field development, stand development, Zeiss-1000 telescope, T-170M telescope.

Belinskaya Evgeniya Valer'evna — mathematic, EVBelinskaya@yandex.ru

Voronkov Sergey Vladimirovich — senior scientist, PhD, servor@nserv.iki.rssi.ru

Katasonov Igor Yur'evich — programmer, ikatasonov@gmail.com

Stroilov Nikolay Aleksandrovich — programmer, n.stroilov@gmail.com

Piskunov Anatoly Eduardovich — leading scientist. doctor of physical and mathematical sciences, piskunov@inasan.ru

Chupina Natalia Viktorovna — scientist, PhD, chupina@inasan.ru

К ВОПРОСУ О СИСТЕМЕ НАВЕДЕНИЯ В ПРОЕКТЕ «ОРБИТАЛЬНАЯ ЗВЁЗДНАЯ СТЕРЕОСКОПИЧЕСКАЯ ОБСЕРВАТОРИЯ»

*М. С. Чубей¹, А. В. Бахолдин², В. В. Куприянов¹, Г. В. Левко³, В. Н. Львов¹, С. В. Маркелов⁴,
С. Д. Цекмейстер¹, Г. И. Цуканова²*

¹ Главная (Пулковская) астрономическая обсерватория Российской академии наук (ГАО РАН)

² Санкт-Петербургский государственный университет информационных технологий, механики и оптики (СПбГУ ИТМО)

³ Научно-исследовательский институт телевидения (НИИ ТВ)

⁴ Специальная астрофизическая обсерватория Российской академии наук (САО РАН)

Цель работы — исследование условий функционирования системы наведения астрографов орбитальной звёздной стереоскопической обсерватории (ОЗСО) [Чубей и др., 2011, 2013]. Задача заключается в том, чтобы найти возможность построить систему наведения, удовлетворяющую критериям высокой эффективности в смысле минимума времени перенацеливания и оптимального энергоснабжения при высокой точности наведения и удержания телескопов в течение экспозиции. Предложена система подвеса и наведения инструмента на любую точку неба, кроме объектов пространства Солнечной системы в сфере радиусом, равным величине полуоси орбиты Венеры. Данное ограничение обусловлено необходимостью защиты от засветки солнечными лучами мозаик ПЗС (прибор с зарядовой связью; *англ.* CCD, charge-coupled device).

Ключевые слова: космические телескопы, системы наведения.

ВВЕДЕНИЕ

С первых шагов организации и введения в действие систем для космических исследований вопросы наведения астрономических приборов на объекты исследований и вопросы энергоснабжения бортовой аппаратуры стали предметом интенсивнейших исследований. В настоящей работе не ставилась задача дать хотя бы краткий обзор огромного объёма литературы мировых библиотек, включая электронные, по автоматическому регулированию работы астрономических приборов в космосе и на Земле. Решение этой задачи искалось в конкретном проекте ОЗСО с учётом астрономических условий работы обсерватории и опыта достижений космонавтики последних десятилетий.

Чубей Маркиян Семёнович — старший научный сотрудник, кандидат физико-математических наук, mchubey@gao.spb.ru

Бахолдин Алексей Валентинович — кандидат технических наук, заведующий кафедрой, bakholdin@aco.ifmo.ru

Куприянов Владимир Викторович — старший научный сотрудник, кандидат физико-математических наук, V.K@bk.ru

Левко Геннадий Владимирович — заместитель главного инженера, кандидат технических наук, начальник научно-технического комплекса, levgen@mail.ru

Львов Виктор Николаевич — заведующий сектором, кандидат физико-математических наук, ведущий научный сотрудник, epos@gao.spb.ru

Маркелов Сергей Викторович — заведующий лабораторией, кандидат технических наук, markel@sao.ru

Цекмейстер Светлана Дмитриевна — старший научный сотрудник, epos@gao.spb.ru

Цуканова Галина Ивановна — доцент, кандидат технических наук, ZukanovaGI@aco.ifmo.ru

Существует две системы наведения целевых приборов космических аппаратов — система сканирования, основанная на программируемом инерциальном вращении космического аппарата (КА) как единой механической системы, при этом время экспозиции ограничено временем прохождения изображения звезды через поле зрения телескопа, и система программируемого наведения и удержания телескопа неподвижным относительно целевого направления при одиночном или множественном выполнении экспозиции произвольной длительности.

В экспериментах типа HIPPARCOS, Gaia, СВЕЧА используется метод сканирования небесной сферы с управляемым положением оси вращения и с контролем величины угловой скорости вращения несущего телескоп КА, с определённым положением солнечных батарей (СБ) относительно направления на Солнце. Такой способ наведения предъявляет требования к системам электроснабжения и к приборам связи: отсутствие подвижных частей, жёсткая фиксация целостности всех частей КА, симметричность масс распределения относительно штатной оси инерциального вращения в компоновочных решениях. При этом способе СБ монтируются с фиксацией как часть обшивки КА.

В экспериментах Hubble, SNAP (SuperNova/Acceleration Probe) [Aldering et al., 2004], ВКО-УФ («Всемирная космическая обсерватория — Ультрафиолет») [Шустов и др., 2008] использован или планируется к использованию метод удержания телескопа в течение экспозиции неподвижным в заданном направлении, выбор которого зависит от астрономических условий. В зависимости от свойств системы электроснабжения целевых приборов и КА в целом астрономические условия могут налагать сильные ограничения на функционирование КА (работа солнечных батарей, избегание засветок в оптических приборах).

В обоих вышеуказанных методах придание телескопу требуемого направления осуществляется поворотом всего КА как замкнутой механической системы, со сложной циклограммой работы устройств, с ориентацией СБ и со значительной затратой времени на перенацеливание инструмента.

АСТРОНОМИЧЕСКИЕ УСЛОВИЯ ЭКСПЛУАТАЦИИ ОРБИТАЛЬНОЙ ЗВЁЗДНОЙ СТЕРЕОСКОПИЧЕСКОЙ ОБСЕРВАТОРИИ

Особенности положения ОЗСО в пространстве, схемы направлений, в которых распределены объекты наблюдений, и мотивы для разработки системы подвеса инструмента поясняют схемы рис. 1, 2.

В проекте ОЗСО предложена система силового удержания двух лежащих в эклиптике направлений: направления КА — Солнце, которому должны быть перпендикулярны плоскости СБ, и направления КА — Земля, которое должно совпадать с осью диаграммы направленности радиоантенны. Угол между этими направлениями в аппаратоцентрической системе координат равен 60° (рис. 1 и 2, углы SL_4T , SL_5T), а его биссектриса, являющаяся базой ОЗСО — L_4L_5 , медленно вращается в плоскости эклиптики с угловой скоростью $0,986$ град/сут вокруг Солнца.

Таким образом, для выбора системы наведения астрографа естественным по логике этого движения будет такое техническое решение, при кото-

ром жёсткая платформа оснащается гиросистемами, удерживающими ориентацию штанг с антенной и с СБ в указанных для них направлениях. Штанги крепятся к силовому кольцу, например, к космической платформе типа «Навигатор», на которой развёрнут трёхосный подвес инструмента, обеспечивающий возможность наведения в любую точку на небе вне зоны избегания засветок от Солнца без изменения положения СБ и антенны. Изложим идею подвеса.

ИДЕЯ ДЛЯ КОМПОНОВОЧНОГО РЕШЕНИЯ

Формулы сферической тригонометрии обеспечивают алгоритмы для вычисления величин угловых перемещений телескопа при переборе объектов программы наблюдений. Это позволяет использовать в качестве датчика ориентации КА каталоги положений звёзд в системе ICRF, созданные в последние десятилетия — такие, как, например, UCAC4 и USNO-B, — которые обеспечивают среднюю плотность покрытия неба порядка 1000 звёзд/кв. град, т. е. не ниже одной звезды на 4 кв. мин.

Точность положений звёзд в каталогах хотя и не строго ещё однородна, но также характеризуется величинами от 0,001 до 1...2 угл. с в зависимости от яркости звёзд и числа их индивидуальных наблюдений. И в близком будущем ситуация будет только улучшаться, особенно после завершения проекта Gaia Европейского космического агентства.

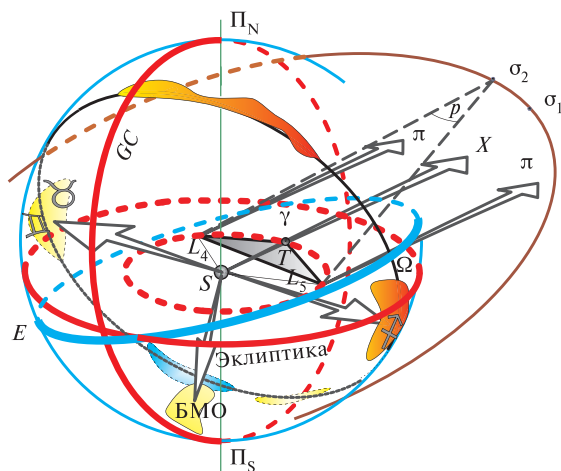


Рис. 1. Условная схема проекта ОЗСО. Объекты программы наблюдений распределены в пространстве ближнего и дальнего космоса, и их угловое положение на небесной сфере, яркость и состав излучения есть предмет наблюдений. Наведение инструмента должно быть возможным на любую точку небесной сферы вне области засветки телескопа. На рисунке: S — Солнце; T — Земля; L_4, L_5 — лагранжевы центры либрации — все в пространстве орбиты Земли, обозначенной внутри сферы красной пунктирной линией. Небесная сфера с положением экватора E , эклиптики и плоскости Галактики представляют дальний космос. Большой круг GC , плоскость которого перпендикулярна базе L_4L_5 , является условным меридианом обсерватории. Условное представление орбиты объекта σ_1, σ_2 обозначает пространство Солнечной системы, p — параллактический угол объекта

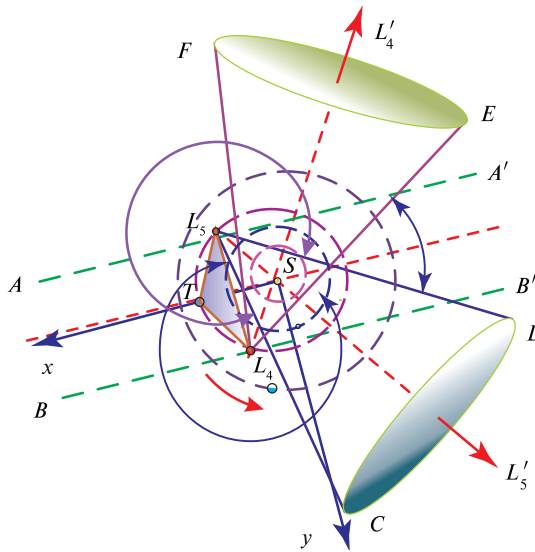


Рис. 2. Схема распределения угловых направлений на объекты наблюдений в проекции на эклиптику; соблюдены относительные взаимные расстояния. CD и EF — конусы засветки с сечениями для каждого из астрографов. Между перпендикулярными эклиптические плоскостями, пересекающимися её по линиям AA' , BB' , заключена область пространства Солнечной системы, внутри которой синхронные наблюдения наиболее эффективны; x , y — оси фундаментальной системы координат; ось z направлена к наблюдателю. Дугами окружностей с двусторонними стрелками показаны угловые диапазоны направлений для программных наведений каждого из астрографов. Остальные обозначения см. на рис. 1

Автоматические процедуры распознавания звёзд участка неба и определения положений объектов в системе опорного каталога хорошо и надёжно работают уже более двух десятилетий. В качестве примера конвейера астрометрической редукции можно привести программную систему Арех II, разработанную в ГАО РАН [Девяткин и др., 2010]. Оптимизированную версию такого конвейера можно использовать в качестве программного обеспечения (ПО) звёздного датчика. В условиях КА эти вопросы решает бортовой компьютер с соответствующим ПО.

Система выбрана двуступенчатой. Первая ступень — «грубое» быстрое перенацеливание с точностью порядка 1° . На второй ступени осуществляется доводка до требуемого направления с точностью ± 2 угл. с по информации от изображения площадки звёздного поля. Адаптивная система удержания телескопа в заданном направлении обеспечивает неподвижность телескопа в течение экспозиции, длящейся в пределах от единиц секунд до 900 с времени, в зависимости от свойств изучаемого объекта.

Основное требование к системе подвеса инструмента, его наведения и удержания состоит в том, чтобы обеспечить стабильное функционирование системы в условиях, когда единственным источником питания являются СБ. В случае, когда ориентация СБ зависит от ориентации телескопа, т.е. невозможно обеспечить постоянную оптимальную ориентацию СБ на Солнце, это приводит к нестабильности электропитания и, тем самым, необходимости использования буферных аккумуляторов, на зарядку которых требуется вре-

мя. Это вызывает нежелательные потери наблюдательного времени. Полная независимость от условий освещения батарей осуществится, если батареи будут всегда нормалью направлены к Солнцу, и в то же время возможно будет навестись на любой заданный участок неба.

Кроме того, система должна быть оснащена эффективной автоматикой для управления адаптивным удержанием телескопа неподвижным в направлении на исследуемый объект в течение экспозиции — при согласовании с непрерывной работой гиродин, удерживающих направление СБ на Солнце и антенны — на Землю. Заметим, что разработка такой автоматики для наведения и стабилизации телескопа Т-170М проекта СПЕКТР-УФ интенсивно развивается [Аванесов и др., 2013]. Хотя и известно, что в каждом проекте система наведения и удержания будет индивидуальной, но опыт её создания может быть использован.

На рис. 3 представлена принципиальная схема такого подвеса инструмента, оснащаемого электроприводами с электронным управлением при наведении и удержании на время экспозиции.

К силовому кольцу космической платформы «Навигатора», располагаемому в плоскости, перпендикулярной эклиптике и перпендикулярной направлению на сопряжённую точку Лагранжа, крепится «подвес» с астрографом. «Подвес» крепится на кольце C_1 (на рисунке показано зелёным цветом), связанном с платформой. Внутри кольца C_1 смонтирован привод, жёстко связанный со вторым (внутренним) кольцом C_2 (показано синим цветом), на котором смонтирован гребенчатый или шарикоподшипниковый механизм, вращающий кольцо C_2 вокруг оси O_2 на полный диапазон в 360° . Вращение должно быть «мягким», чтобы не вызывать вибраций системы.

К кольцу C_2 жёсткими длинными штангами крепится ось O_3 с механизмом подвеса телескопа. Механизм подвеса оснащён системой поворота инструмента вокруг оси O_3 в пределах $\sim 0 \dots 185^\circ$ от направления на сопряжённую точку Лагранжа (в данном случае, L_4).

Таким образом, система наведения представляет собою аналог наземной азимутальной системы, в которой наводятся практически все полевые универсальные инструменты и теодолиты, а также большинство крупных телескопов. Разница лишь в том, что наземный меридианный инструмент не наклоняет вертикальную ось на углы в 10° и более от горизонта, поскольку наблюдаемая область небесной сферы для наземного инструмента заключена между горизонтом и зенитом. В орбитальных же условиях наблюдаемая область есть полная небесная сфера. Единственное ограничение создаёт солнечное излучение, засветка от которого привела бы к полному уничтожению системы регистрации астрографа. Чтобы обеспечить возможность наведения на объекты, в текущий момент экранируемые корпусом «Навигатора» (условно эту область можно назвать «надиром» аппаратноцентрической системы координат), необходим механизм «подсмотра» или наклона.

Для этого кольцо C_1 крепится штанговым механизмом, который может наклонять подвес с телескопом, поворачивая его на угол α от оси O_5 , $\alpha = \arcsin(l_1/l_2)$, где l_1 — длина зоны закрытия с учётом радиуса оправы объектива телескопа; l_2 — удаление центра инструмента от оси O_5 (рис. 4).

Наклон можно осуществить и относительно оси O_1 (см. рис. 3) (здесь не говорится сейчас о конструкции механизма, поскольку это вопрос стадии НИОКР в развитии проекта).

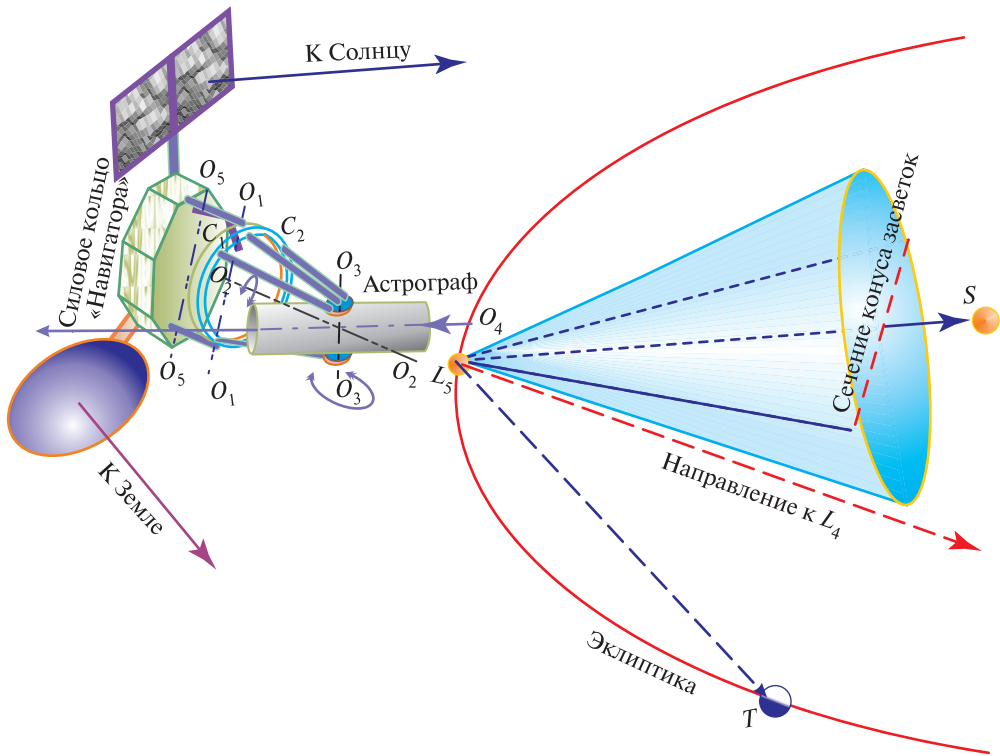


Рис. 3. Принципиальная схема трёхосного подвеса с системой приводов

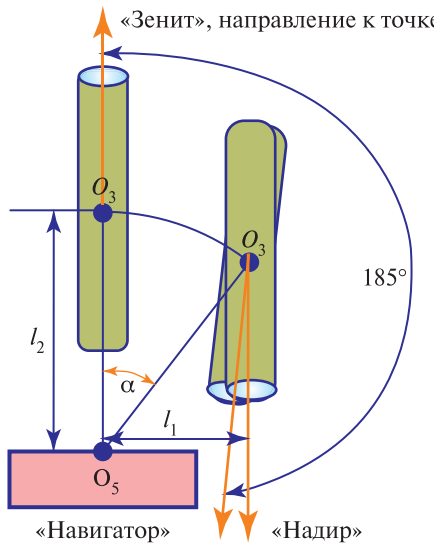


Рис. 4. К обеспечению возможности наблюдать «надир»

К платформе навигатора жёстко крепятся СБ и антенна, направленные к Солнцу и Земле соответственно (см. рис. 3). Оба направления удерживаются гиросистемами, управляемыми с помощью оптических датчиков Солнца

и Земли, соответственно. Антенна и СБ всегда будут ориентированы в требуемых направлениях, удерживаемых адаптивными системами, работающими независимо, хотя и согласованно. Технология гиродинных систем достаточно развита, и её применение здесь неизбежно. Согласование программируется в соответствии с циклограммой наведения и экспонирования: во время экспонирования система удержания должна работать точно, а система коррекции направления на Солнце может быть в неактивном состоянии. За время экспозиции нормаль к СБ уклонится от точного направления на Солнце не более чем на 2,5 угл. мин, что никак не скажется на электроснабжении КА.

В случае, если скорость передачи на Землю потока научной информации возможно организовать непрерывно, это потребует ориентации антенны на центр Земли с высокой точностью. Изображение Земли с дальности 1 а. е., на которой находятся оба КА ОЗСО, будет представлять собою яркий круглый диск с угловым диаметром 17 угл. с с постоянной фазой 60°. Смещение ориентации антенны на величину в 17 угл. с произойдёт за 6,90 мин. Возможно, следует снабдить и подвес антенны поворотным устройством, вращающим антенну в соответствии с угловой скоростью смещения изображения Земли в аппаратоцентрической системе, в диапазоне двух-трёх градусов. Ось этого подвеса всегда будет перпендикулярна эклиптике, а вращение вокруг неё должно быть «мягким», не мешающим экспонированию. Поворот всего КА и дополнительный поворот антенны и СБ можно выполнить штатной циклограммой на величину, например, смещения за час времени. Оно составляет 147,9 угл. с (2,5 угл. мин).

СИСТЕМНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ РАБОТЫ ОРБИТАЛЬНОЙ ЗВЁЗДНОЙ СТЕРЕОСКОПИЧЕСКОЙ ОБСЕРВАТОРИИ

Управление бортовыми операциями наведения и всей последовательности действий цикла сбора информации есть часть бортового программного обеспечения (ПО), которое должно также включать: каталог звёзд и комплекс программ звёздного датчика для распознавания изображений участков неба и определения ориентации телескопа. Особая часть ПО — управление экспозицией, считыванием мозаики ПЗС, кодированием, отправкой научной и телеметрической информации наземному центру управления полётом, получение команд по телеметрии. Детальная разработка и интеграция ПО является задачей на стадии научно-исследовательской и опытно-конструкторской разработки (НИОКР) проекта.

ДИСКУССИЯ

Аналогом нашего решения невозможно считать систему наведения телескопа Hubble, который пять раз обслуживался в орбитальных условиях, имел специальную систему подвеса СБ при массе 11,5 т и почти круговую орбиту с высотой около 670 км над поверхностью Земли. Лишь система удержания телескопа с точностью 0,007 угл. с может составить образец для создания таковой в проекте «Орбитальная звёздная стереоскопическая обсерватория».

Космические аппараты ОЗСО находятся в однородных физических условиях отсутствия тени и сильных электромагнитных полей и при этом движутся в орбите Земли на удалении от Земли и от Солнца на 1 а. е., а период обращения каждого КА вокруг собственной оси, параллельной направлению на полюс эклиптики, равен одному году (вращение очень медленное и управляемое). Всё это позволяет решить проблему удержания направления в течение длительной экспозиции. Система удержания направления в проекте ВКО-УФ [Исупов, 2014; Аванесов и др., 2013] предполагает управлять стабилизацией путём подвижек вторичного зеркала оптической схемы и обратной связи, осуществляемой системой датчиков гида. Поскольку телескоп системы Ричи-Кретьена в этом проекте предназначен в основном для получения спектральных характеристик небесных объектов, то такая технология вполне применима и разрабатывается в этом проекте.

В нашем проекте предполагается в основном получать прямые снимки исследуемых областей звёздного неба. Вероятно, принцип удержания направления с помощью согласованной работы трёх высокоточных датчиков (работающих по принципу оптического ножа, подобно тому, как это было воплощено в телескопе Hubble), будет для нас оптимальным.

В отношении же подвеса нами используется, фактически, трёхосная система Кардана. Пока не удалось обнаружить в космической литературе упоминаний применения этого типа подвеса в орбитальных условиях. Будет использована его модификация, обусловленная целевыми задачами ОЗСО.

Близким по типу к нашему решению является система подвеса и наведения радиотелескопа «Миллиметр» [Артеменко, 2014; Артеменко и др., 2013]. Ферма подвеса радиотелескопа в настоящее время находится в стадии разработки. Поскольку целью является построение радиосистемы высочайшей чувствительности в диапазоне от 20 мкм до 20 мм, что требует криогенного охлаждения антенны диаметром 10 м, в точке Эйлера L_2 астрономические условия лишь несколько похожи на условия работы ОЗСО: радиотелескоп должен быть нацелен на объекты в направлении, противоположном направлению на Солнце. С другой стороны, в окрестностях линейной точки либрации, находящейся на удалении от Земли на расстояние 1,5 млн км (0,01 а. е.), значительная часть солнечного диска экранируется диском Земли. Чтобы иметь удовлетворительный уровень солнечной энергии для энергоснабжения, требуется орбита, подобная фигурам Лиссажу с центром в L_2 с выходом из плоскости эклиптики, поддержание которой требует периодического включения двигателей, а значительный по плотности поток научной информации требует удерживать аппарат на удалении от Земли примерно в 0,01 а. е. Астрономические ограничения в этом проекте не позволяют наводить на произвольную точку небесной сферы.

В проекте ОЗСО нет криогеники на борту. Это обстоятельство сводится к астрономическому ограничению каждого из двух телескопов только углом избегания засветок от Солнца, который можно ограничить величиной примерно 25° . В этом случае предложенная система наведения может обеспечить наблюдения объектов в любой части неба, за исключением пространства Солнечной системы в сфере радиусом, приблизительно равным большой полуоси орбиты Венеры, с центром в Солнце. Конус засветки одного телескопа ОЗСО доступен наблюдениям сопряжённого телескопа, и наоборот. Предложенный вариант подвеса позволяет это получить.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Предложенная идея системы подвеса нуждается в более глубокой научно-технической разработке с применением методов аналитической механики. Необходимо провести:

- расчёт конструкции на жёсткость;
- определение частот собственных колебаний конструкции;
- вычисление моментов инерции, которые должны парировать двигатели-маховики КА при переориентации телескопа;
- разработку циклограммы перевода из транспортного положения телескопа в рабочее положение.

Эти вопросы стоят в плане продолжения работ над проектом ОЗСО. Решить их можно только на стадии НИОКР.

На достигнутом уровне разработки можно, тем не менее, выразить уверенность в обоснованности принципиального решения системы подвеса, наведения и удержания телескопа при экспозициях. Идею имеет смысл взять в разработку совместно астрономам и компоновщикам.

ЛИТЕРАТУРА

- [Аванесов и др., 2013] *Аванесов Г. А., Белинская Е. В., Воронков С. В., Строилов Н. А., Катасонов И. Ю., Куделин М. И., Никитин А. В.* Использование системы датчиков гида в задачах наведения и стабилизации телескопа Т-170М проекта «Спектр-УФ» // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2013. Т. 10. № 4. С. 16–23.
- [Артеменко и др., 2013] *Артеменко Ю. Н., Белоножко П. П., Карпенко А. П., Саяпин С. Н., Фоков А. А.* Использование механизмов параллельной структуры для взаимного позиционирования полезной нагрузки и космического аппарата // Робототехника и техническая кибернетика. 2013. № 1/2013. С. 65–71. URL: <http://www.rusrobotics.ru/images/docs/2013-1-pdf/13.pdf>. Дата доступа 29.08.2014.
- [Артеменко, 2014] *Артеменко Ю. Н.* Синтез механизмов ориентации космического телескопа «Миллиметр». 1. Возможности механизмов параллельной структуры для ориентации космического телескопа «Миллиметр» // Электронное научное издание «Наука и образование». 2013. № 1. doi: 10.7463/0113.0534292. URL: <http://www.technomag.bmstu.ru/doc/534292.html>. Дата доступа 27.08.2014/
- [Девяткин и др., 2010] *Девяткин А. В., Горшанов Д. Л., Куприянов В. В., Верещагина И. А.* Программные пакеты «Апекс-1» и «Апекс-2» для обработки астрономических ПЗС-наблюдений // Астрономич. вестн. 2010. Т. 44. № 1. С. 74–87.
- [Исупов, 2014] *Исупов К. С.* Программный комплекс для разработки и анализа системы прецизионного управления угловым положением вторичного зеркала двухзеркального космического телескопа: Автореф. дис. ... канд. техн. наук. 2003. <http://www.dissercat.com/content/programmnyi-kompleks-dlya-razrabotki-i-analiza-sistemy-pretsizionnogo-upravleniya-uglovym-po>. Дата доступа 27.08.2014.
- [Чубей и др., 2011] *Чубей М. С., Бахолдин А. В., Цуканова Г. И., Пашков В. С.* Орбитальный широкоугольный астрограф для получения изображений высокого астрометрического и фотометрического разрешения // 2-я Всерос. научно-технич. конф. «Современ. проблемы ориентации и навигации космич. аппаратов». 13–16 сент. 2010, Россия, Таруса: сб. тр. / Под ред. Г. А. Аванесова. М.: ИКИ РАН, 2011. С. 174–182. URL: http://of.ofo.ikiweb.ru/publ/conf_2010_st.pdf.

- [Чубей и др., 2013] Чубей М. С., Куприянов В. В., Львов В. Н., Цекмейстер С. Д., Бахолдин А. В., Цуканова Г. И., Маркелов С. В., Левко Г. В. Средства, возможности и методы решения задач астероидной и кометной опасности в проекте «Орбитальная Звёздная Стереоскопическая Обсерватория» // Экологич. вестн. научн. центров ЧЭС. 2013. № 4. Т. 2. С. 154–160.
- [Шустов и др., 2008] Шустов Б. М., Боярчук А. А., Моисеев А. А., Сачков М. Е. Проект «Всемирная космическая обсерватория – Ультрафиолет» // Сб. мат. Всерос. конф. 19–20 мая 2008 / Под ред. Б. М. Шустова, М. Е. Сачкова и Е. Ю. Кульпио. М.: Янус-К, 2008. 344 с.
- [Aldering et al. 2004] Aldering G., Althouse W., Amanullah R. et al. Supernova / Acceleration Probe: A Satellite Experiment to Study the Nature of the Dark Energy / Cornell University Library. 2004. arXiv:astro-ph/0405232v1.

ON THE POINTING SYSTEM IN THE ORBITAL STELLAR STEREO SCOPIC OBSERVATORY

M. S. Chubey¹, A. V. Bakholdin², V. V. Kouprianov¹, G. V. Levko³, V. N. L'vov¹, S. V. Markelov⁴, S. D. Tsekmeister¹, G. I. Tsukanova²

¹ Central Astronomical Observatory of the Russian Academy of Sciences at Pulkovo (Pulkovo Observatory)

² Saint Petersburg National Research University of Information Technologies, Mechanics and Optics (ITMO University)

³ Television Research Institute (TRI)

⁴ Special Astrophysical Observatory of the Russian Academy of Sciences (SAO RAS)

The aim of the research is to study the operating conditions of the pointing system for astrophotographs in Orbital Stellar Stereoscopic Observatory (OSSO). The challenge is to find a way to build a guidance system that meets the criteria of high efficiency in terms of pointing time and optimal power consumption, while maintaining high-precision targeting and retention of telescopes during exposure. A guidance system is proposed that allows one to position the instrument at any point of the sky except the objects in the solar system space within a sphere of radius equal to half-axis of the Venus orbit. This limitation is due to the need to protect CCD mosaic from sunlight.

Keywords: space telescopes, pointing systems.

Chubey Markiyán Semenovich — senior researcher, PhD, mchubey@gao.spb.ru

Bakholdin Akexey Valentinovich — leader of cathedra, PhD, bakholdin@aco.ifmo.ru

Kouprianov Vladimir Victorovich — senior researcher, PhD, V.K@bk.ru

Levko Gennadiy Vladimirovich — leader of scientific and technical complex, PhD, levgen@mail.ru

L'vov Victor Nicolayevich — leader of ephemeris sector, PhD, epos@gao.spb.ru

Markelov Sergey Victorovich — leader of the laboratory, PhD, markel@sao.ru

Tsekmeister Svetlana Dmitriyevna — senior astronomer, epos@gao.spb.ru

Tsukanova Galina Ivanovna — associate professor, PhD, ZukanovaGI@aco.ifmo.ru

ИССЛЕДОВАНИЕ АЛГОРИТМОВ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИИ ДЛЯ МИКРОСПУТНИКОВ СЕРИИ «ТАБЛЕТСАТ»

Д. С. Иванов¹, Н. А. Ивлев¹, С. О. Карпенко²

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

² ООО «СПУТНИКС»

Рассматриваются алгоритмы определения ориентации на основе фильтра Калмана для различного набора используемых датчиков: магнитометр, солнечные датчики, датчики угловой скорости и звёздный датчик. В качестве определяемых параметров рассматриваются кватернион ориентации и вектор угловой скорости, а также для ряда алгоритмов вектор смещения нуля магнитометра и вектор смещения нуля датчика угловой скорости. Алгоритмы исследуются с параметрами микроспутника «ТаблетСат-Аврора».

Работа выполнена по заказу ООО «СПУТНИКС» (контракт № 1226\11-1) и при финансовой поддержке РФФИ (проект № 12-01-33045).

Ключевые слова: система ориентации, определение движения микроспутника.

ВВЕДЕНИЕ

В основе подхода компании «СПУТНИКС» к проектированию малых космических аппаратов лежит модульный принцип построения спутника из типовых служебных систем и полезной нагрузки. Этот принцип позволяет формировать масштабируемую архитектуру и технические характеристики спутника по принципу конструктора. Подход основан на использовании открытых SxPA-спецификаций (SPUTNIX Plug-n-Play Architecture), описывающих механические, электрические, информационные интерфейсы между служебными системами и полезной нагрузкой. Базовой единицей конструкции платформы «ТаблетСат» является модуль массой около 10 кг.

При разработке миссии на основе платформы «ТаблетСат» в зависимости от требований на борт устанавливается набор исполнительных элементов и датчиков, в частности, для системы ориентации. Для обеспечения требуемого углового движения необходимо разработать банк алгоритмов управления и алгоритмов определения движения, из которого можно выбрать подходящий набор, удовлетворяющий требованиям миссии. Однако каждый алгоритм имеет свои особенности, параметры и ограничения, которые необходимо выявить и проанализировать путём аналитического и численного исследования. Для верификации разработанных алгоритмов проводится математическое моделирование их работы с параметрами исполнительных органов и датчиков, используемых на микроспутнике «ТаблетСат-Аврора» (рис. 1), успешно запущенном на орбиту 19 июня 2014 г.

Иванов Даниил Сергеевич — младший научный сотрудник, danilivanovs@gmail.com

Ивлев Никита Александрович — инженер, ivlev@sputnix.ru

Карпенко Станислав Олегович — технический директор, karpenko@sputnix.ru

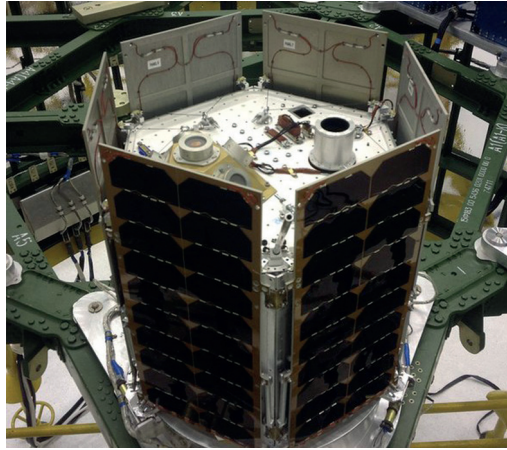


Рис. 1. Микроспутник «ТаблетСат-Аврора» перед запуском.
Фото ООО «СПУТНИКС»

1. СОСТАВ СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ МИКРОСПУТНИКОВ СЕРИИ «ТАБЛЕТСАТ»

Рассмотрим состав системы ориентации микроспутника «ТаблетСат-Аврора». Система ориентации состоит из датчиков определения ориентации, исполнительных органов и блока управления системой ориентации. Расположение элементов системы ориентации в теле спутника показано на рис. 2.

В качестве датчиков определения ориентации в составе микроспутника используются один трёхкомпонентный магнитометр (Маг), пять солнечных датчиков (СД), два датчика угловой скорости (ДУС), а также звёздный датчик (ЗД), разработанный в ИКИ РАН. Основные характеристики датчиков приведены в табл. 1.

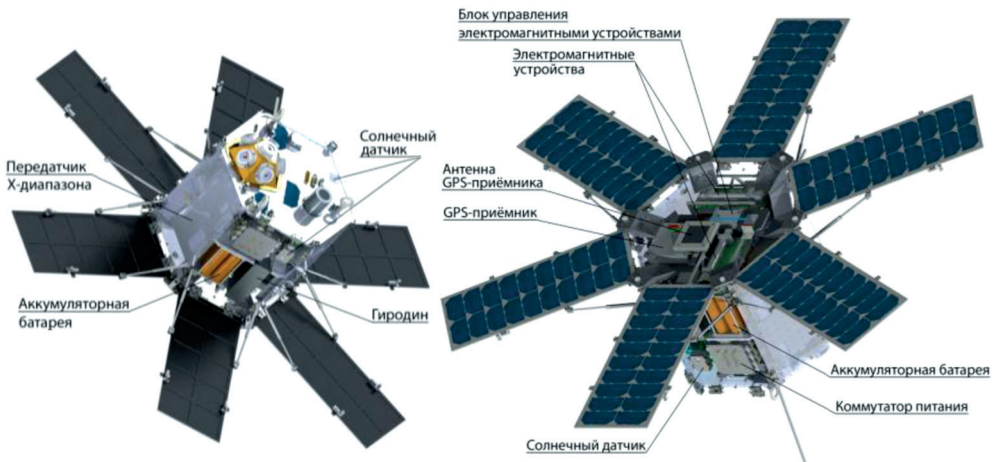


Рис. 2. Расположение элементов системы ориентации и стабилизации в теле микроспутника «ТаблетСат-Аврора»

Таблица 1. Характеристики датчиков

Характеристика	Магнитометр	Солнечный датчик	Датчик угловой скорости	Звёздный датчик
Диапазон измерения	$\pm 200\,000$ нТ	$\pm 45^\circ$	± 250 град/с	до 3 град/с
Случайное отклонение σ	250 нТ	$0,1^\circ$	0,005 град/с	0,001 град

Исполнительные элементы системы управления ориентацией состоят из трёх токовых катушек, четырёх управляющих двигателей-маховиков (три по основным осям и один — запасной — диагональный) и четырёх гиродинов.

Токовые катушки индуцируют управляемый дипольный магнитный момент, который при взаимодействии с внешним магнитным полем создаёт управляющий механический момент. Токовые катушки представляют собой соленоиды с обмоткой из медной проволоки и пермалловым сердечником.

Двигатели-маховики, выполненные на основе бесконтактного двигателя постоянного тока с управляемым моментом, предназначены для использования в качестве исполнительного органа в системах ориентации и стабилизации микроспутников. Электродвигатель обеспечивает вращение ротора-маховика, его торможение. Величина создаваемого им вращающего (управляющего) момента может плавно меняться в заданном диапазоне в соответствии с сигналом управления, подаваемым на вход двигателя-маховика. Максимальный управляющий кинетический момент составляет $0,17 \text{ м}^2 \cdot \text{кг} \cdot \text{с}^{-1}$.

Гиродины используются в контуре системы стабилизации для обеспечения основных режимов управления микроспутников и предназначены для создания управляющего момента за счёт изменения углового положения оси вращения ротора. Максимальный кинетический момент гироскопа $8 \cdot 10^{-3} \text{ м}^2 \cdot \text{кг} \cdot \text{с}^{-1}$, максимальный момент относительно оси гироскопа $3,7 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2 \cdot \text{кг} \cdot \text{с}^{-1}$, максимальная угловая скорость поворота оси — $1,5$ рад/с.

Масса микроспутника составляет 26 кг. Тензор инерции микроспутника «ТаблетСат-Аврора» следующий:

$$J = \begin{pmatrix} 0,519 & 0,002 & 0,005 \\ 0,002 & 0,579 & 0,009 \\ 0,005 & 0,009 & 0,71 \end{pmatrix} \text{ кг} \cdot \text{м}^2.$$

2. РАСШИРЕННЫЙ ФИЛЬТР КАЛМАНА

Активное управление ориентацией микроспутников серии «ТаблетСат» требует определения движения аппарата относительно центра масс в режиме реального времени. Рекурсивные алгоритмы оценивания параметров движения по типу фильтра Калмана [Kalman, 1960; Kalman, Вусу, 1961] позволяют на основе измерений датчиков ориентации и модели движения аппарата получить наилучшую по среднеквадратичному критерию оценку вектора состояния относительно его центра масс.

Фильтр Калмана — последовательный рекурсивный алгоритм, использующий принятую модель динамической системы и измерения датчиков для получения оценки вектора состояния системы. В случае если измерения поступают

дискретно в некоторые моменты времени t_k , то для этих моментов времени необходимо сделать оценку вектора состояния $\hat{\mathbf{x}}_k = \hat{\mathbf{x}}(t_k)$. Дискретный фильтр Калмана работает по системе прогноз-коррекция (рис. 3) [Зотов, 2010]. Пусть на некотором шаге $k - 1$ известна оценка $\hat{\mathbf{x}}_{k-1}^+$ и ковариационная матрица ошибки P_{k-1}^+ . Требуется найти оценку вектора состояния $\hat{\mathbf{x}}_k^+$. Для этого на этапе прогноза путём интегрирования модели движения вычисляется априорная оценка $\hat{\mathbf{x}}_k^-$, а на этапе коррекции с помощью обработки вектора измерений \mathbf{z}_k вычисляется апостериорная оценка $\hat{\mathbf{x}}_k^+$. Ковариационная матрица ошибок вектора состояния P_k^- прогнозируется с помощью дискретного уравнения Риккати, и после получения измерения вычисляется апостериорная матрица P_k^+ .

Фильтр Калмана находит наилучшую по среднеквадратическому критерию оценку для линейных систем, но может быть построен и в случае, если уравнение движения и уравнение измерений являются нелинейными функциями от времени и вектора состояния:

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{f}(\mathbf{x}, t) + \mathbf{w}(t), \tag{1}$$

$$\mathbf{z}(t) = \mathbf{h}(\mathbf{x}, t) + \mathbf{v}(t). \tag{2}$$

Здесь $\mathbf{w}(t)$ — нормально распределённая ошибка модели движения с ковариационной матрицей Q ; $\mathbf{v}(t)$ — нормально распределённая ошибка измерений с ковариационной матрицей R . Для построения фильтра функции $\mathbf{f}(\mathbf{x}, t)$ и $\mathbf{h}(\mathbf{x}, t)$ представляются в виде разложения в ряд Тейлора в окрестности оценки текущего вектора состояния [Дегтярёв, Тайль, 2003]. После этого удерживаются только линейные члены разложения. Матрица динамики системы и матрица модели измерений вычисляются следующим образом:

$$H_k = \left. \frac{\partial \mathbf{h}(\mathbf{x}, t)}{\partial \mathbf{x}} \right|_{\mathbf{x}=\hat{\mathbf{x}}_k^-, t=t_k}, \quad F_k = \left. \frac{\partial \mathbf{f}(\mathbf{x}, t)}{\partial \mathbf{x}} \right|_{\mathbf{x}=\hat{\mathbf{x}}_k^-, t=t_k}. \tag{3}$$

Для расширенного фильтра Калмана при дискретно поступающих измерениях вектор состояния на этапе прогноза вычисляется путём интегрирования нелинейных уравнений движения (1) и на этапе коррекции используется нелинейная модель измерений (2) [Wertz, 1990].

Этап прогноза:

$$\left. \begin{aligned} \hat{\mathbf{x}}_k^- &= \int_{t_{k-1}}^{t_k} \mathbf{f}(\hat{\mathbf{x}}_{k-1}^+, t) dt, \\ P_k^- &= \Phi_k P_{k-1}^+ \Phi_k^T + Q_k, \end{aligned} \right\} \tag{4}$$

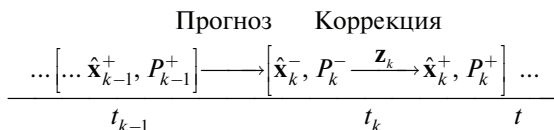


Рис. 3. Принцип работы фильтра Калмана

этап коррекции:

$$\left. \begin{aligned} K_k &= P_k^- H_k^T \left(H_k P_k^- H_k^T + R_k \right)^{-1}, \\ \hat{\mathbf{x}}_k^+ &= \hat{\mathbf{x}}_k^- + K_k \left[\mathbf{z}_k - \mathbf{h} \left(\hat{\mathbf{x}}_k^-, t_k \right) \right], \\ P_k^+ &= \left[E - K_k H_k \right] P_k^-, \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

здесь Φ_k — матрица перехода из состояния $k - 1$ в состояние с индексом k ; E — единичная матрица; K — весовая матрица.

Далее в настоящей работе будут рассматриваться расширенный фильтр Калмана с уравнениями (4) и (5) и модификации фильтра Калмана, которые решают вопросы калибровки датчиков в режиме реального времени и нахождения действующих возмущений.

3. МОДЕЛЬ ДВИЖЕНИЯ И МОДЕЛЬ ИЗМЕРЕНИЙ

В настоящем разделе будут рассмотрены алгоритмы определения углового движения микроспутников на основе расширенного фильтра Калмана. Примем, что динамическая модель движения микроспутника, используемая фильтром Калмана, учитывает только гравитационный и управляющий моменты со стороны маховиков и имеет вид

$$J\dot{\boldsymbol{\omega}} = -\dot{\mathbf{h}} + \frac{3\mu}{R^3} (\boldsymbol{\eta} \times J\boldsymbol{\eta}) - \boldsymbol{\omega} \times (J\boldsymbol{\omega} + \mathbf{h}), \quad (6)$$

где $\boldsymbol{\omega} = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T$ — вектор угловой скорости в связанной системе координат (ССК) относительно инерциальной системы координат (ИСК); J — тензор инерции аппарата; $\boldsymbol{\eta} = [\eta_x \ \eta_y \ \eta_z]^T$ — единичный вектор направления местной вертикали, записанный в ССК; $\mu = GM_3$ — гравитационный параметр Земли; R — расстояние от микроспутника до центра Земли; \mathbf{h} — кинетический момент маховиков; $\dot{\mathbf{h}}$ — изменение кинетического момента маховиков, которое задаётся выражением

$$\dot{\mathbf{h}} = K_\alpha \boldsymbol{\lambda}_{rel} + K_\omega (\tilde{\boldsymbol{\omega}} - \tilde{\boldsymbol{\omega}}_0) - \boldsymbol{\omega} \times (J\boldsymbol{\omega} + \mathbf{h}),$$

$\boldsymbol{\lambda}_{rel}$ — векторная часть кватерниона $\Lambda_{rel} = [\boldsymbol{\lambda}_{rel}^T \ \lambda_{rel}^0]^T = \Lambda_0^{-1} \Lambda$, где $\Lambda = [\boldsymbol{\lambda} \ \lambda^0]^T$ перехода из орбитальной системы координат (ОСК) в ССК; Λ_0 — кватернион требуемой ориентации; $\tilde{\boldsymbol{\omega}}$ — вектор угловой скорости ССК относительно ОСК; $\tilde{\boldsymbol{\omega}}_0$ — вектор требуемой угловой скорости, $K_\alpha = \text{diag}(k_\alpha^1, k_\alpha^2, k_\alpha^3)$, $K_\omega = \text{diag}(k_\omega^1, k_\omega^2, k_\omega^3)$ — диагональные матрицы с параметрами пропорционально-дифференциального регулятора управления маховиками. Последнее слагаемое в (6) описывает гравитационный момент. Запишем кинематические уравнения в виде

$$\dot{\Lambda} = \frac{1}{2} \Omega \Lambda. \quad (7)$$

Здесь $\Omega = \begin{pmatrix} \tilde{W} & \tilde{\omega} \\ -\tilde{\omega}^T & 0 \end{pmatrix}$; \tilde{W} — кососимметрическая матрица угловой скорости $\tilde{\omega}$.

Для фильтра, основанного на измерениях, например, солнечного датчика и магнитометра, в качестве вектора оцениваемых величин возьмём векторную часть кватерниона перехода из ОСК в ССК и угловую скорость ССК относительно ИСК, $\mathbf{x} = [\boldsymbol{\lambda}^T \boldsymbol{\omega}^T]^T$. Теперь линеаризуем динамическое и кинематическое уравнения движения в окрестности текущего положения. Запишем уравнения (6) и (7) в виде

$$\frac{d}{dt} \delta \mathbf{x}(t) = F(t) \delta \mathbf{x}(t),$$

где $\delta \mathbf{x}(t)$ — малое приращение вектора состояния; $F(t)$ — линеаризованная матрица уравнения движения в окрестности состояния $\mathbf{x}(t)$. Тогда получим

$$F = \begin{pmatrix} -W_{\omega} & \frac{1}{2} E \\ J^{-1} (k F_g - K_{\alpha} W_{\Lambda_{rel}}) & -J^{-1} K_{\omega} \end{pmatrix},$$

где E — единичная матрица; W_{ω} — кососимметрическая матрица угловой скорости $\boldsymbol{\omega}$; $k = 6\mu/R^3$;

$$W_{\Lambda_{rel}} = \begin{pmatrix} \lambda_{rel}^0 & -\lambda_{rel}^3 & \lambda_{rel}^2 \\ \lambda_{rel}^3 & \lambda_{rel}^0 & -\lambda_{rel}^1 \\ -\lambda_{rel}^2 & \lambda_{rel}^1 & \lambda_{rel}^0 \end{pmatrix};$$

$F_g = W_{\eta} J W_{\eta} - W_{J\eta} W_{\eta}$ — матрица линеаризованного гравитационного момента; W_{η} и $W_{J\eta}$ — кососимметрические матрицы векторов $\boldsymbol{\eta}$ и $J\boldsymbol{\eta}$ соответственно.

Для различного набора измерительных датчиков фильтрующие алгоритмы будут отличаться моделью измерений (2), линеаризованной матрицей измерений H (3). Значения матрицы ошибок измерений R имеют для всех наборов датчиков диагональный вид, на диагонали которой стоят дисперсии ошибок соответствующих датчиков (их характеристики приведены в табл. 1).

Например, для фильтра, использующего измерения магнитометра и солнечного вектора, вектор измерений состоит из вектора геомагнитного поля \mathbf{b} и вектора направления на Солнце \mathbf{s} . Тогда вектор \mathbf{h} из (2) можно записать в виде

$$\mathbf{h} = \left[\left(A \left(\hat{\Lambda}_k^- \right) \mathbf{b}_o \right)^T \left(A \left(\hat{\Lambda}_k^- \right) \mathbf{s}_o \right) \right]^T,$$

где A — матрица перехода из ОСК в ССК, записанная через оценку кватерниона $\hat{\Lambda}_k^-$; \mathbf{b}_o и \mathbf{s}_o — векторы магнитного поля и направления на Солнце, записанные в ОСК. Линеаризованная модель измерений записывается следующим образом:

$$\delta \mathbf{z}(t) = H(t) \delta \mathbf{x}(t).$$

Здесь $\delta \mathbf{z}(t)$ — малое изменение измерений при малом изменении вектора состояния $\delta \mathbf{x}(t)$ в момент времени t . Матрица чувствительности H имеет вид

$$H = \begin{pmatrix} W_{\hat{\mathbf{b}}_o} & 0_{3 \times 3} \\ W_{\hat{\mathbf{s}}_o} & 0_{3 \times 3} \end{pmatrix},$$

где $W_{\hat{\mathbf{b}}_o}$, $W_{\hat{\mathbf{s}}_o}$ — кососимметрические матрицы прогноза измерений $\hat{\mathbf{b}} = A(\hat{\Lambda}_k^-) \mathbf{b}_o$, $\hat{\mathbf{s}} = A(\hat{\Lambda}_k^-) \hat{\mathbf{s}}_o$, соответственно.

4. ФИЛЬТРАЦИЯ С КАЛИБРОВКОЙ

Для преодоления особенностей датчиков, связанных с неточным знанием и плавным изменением нуля измерений, могут использоваться модификации фильтра Калмана, которые позволяют оценивать смещение нуля в режиме реального времени и тем самым повышать точность определения углового движения. Для этого в вектор состояния добавляются дополнительные компоненты — смещение нуля датчика. Обычно для плавно изменяющегося смещения нуля предполагается, что производная смещения нуля — это случайная величина с нулевым математическим ожиданием.

Рассмотрим следующую модель измерения датчика угловой скорости:

$$\tilde{\boldsymbol{\omega}} = \boldsymbol{\omega} + \Delta \boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{\eta}_{\boldsymbol{\omega}}, \quad (8)$$

$$\Delta \dot{\boldsymbol{\omega}} = \boldsymbol{\eta}_{\Delta \boldsymbol{\omega}}.$$

Здесь $\tilde{\boldsymbol{\omega}}$ — измерения датчика угловой скорости; $\boldsymbol{\omega}$ — истинное значение угловой скорости; $\Delta \boldsymbol{\omega}$ — это смещение нуля измерений; $\boldsymbol{\eta}_{\boldsymbol{\omega}}$ и $\boldsymbol{\eta}_{\Delta \boldsymbol{\omega}}$ — это белые шумы угловой скорости и скорости изменения смещения нуля соответственно $M\langle \boldsymbol{\eta}_{\boldsymbol{\omega}} \rangle = 0$ и $M\langle \boldsymbol{\eta}_{\Delta \boldsymbol{\omega}} \rangle = 0$.

Аналогично будем использовать следующую модель измерений магнитометра:

$$\tilde{\mathbf{b}} = A(\hat{\lambda}_k^-) \mathbf{b}_o + \Delta \mathbf{b} + \boldsymbol{\eta}_{\mathbf{b}},$$

$$\Delta \dot{\mathbf{b}} = \boldsymbol{\eta}_{\Delta \mathbf{b}}.$$

Здесь $\tilde{\mathbf{b}}$ — измерения магнитометра; \mathbf{b} — истинное значение магнитного поля; $\Delta \mathbf{b}$ — смещение нуля измерений; $\boldsymbol{\eta}_{\mathbf{b}}$ и $\boldsymbol{\eta}_{\Delta \mathbf{b}}$ — белые шумы магнитного поля и скорости изменения смещения нуля соответственно $M\langle \boldsymbol{\eta}_{\mathbf{b}} \rangle = 0$ и $M\langle \boldsymbol{\eta}_{\Delta \mathbf{b}} \rangle = 0$.

Возможны также модификации алгоритмов, использующих измерения датчиков угловой скорости, при которых вектор угловой скорости не входит в вектор измерений. Угловая скорость оценивается как измерения минус оценённое смещение нуля. Это позволяет уменьшить размерность вектора состояния на 3, а следовательно, уменьшить сложность алгоритма за счёт уменьшения размерности матриц, используемых фильтром Калмана.

5. ИССЛЕДОВАНИЕ АЛГОРИТМОВ ОПРЕДЕЛЕНИЯ УГЛОВОГО ДВИЖЕНИЯ

Так как модель движения микроспутника (6) учитывает только основные воздействия, то необходимо исследовать влияние неучтённых в модели возмущений на точность определения параметров движения аппарата и найти такую матрицу параметров Q , которая бы минимизировала ошибку определения движения. Рассмотрим матрицу шумов системы вида:

$$Q = \text{diag}\left(q_\lambda^2, q_\lambda^2, q_\lambda^2, q_\omega^2, q_\omega^2, q_\omega^2\right).$$

Тем самым, будем предполагать, что шумы уравнения движения не коррелируют между собой и одинаковы для всех компонент векторной части кватерниона, среднеквадратическая ошибка которых равна q_λ , и для компонент вектора угловой скорости со среднеквадратичной ошибкой q_ω . Для оценивания точности определения ориентации по элементам асимптотического значения матрицы ошибок вектора состояния P_∞ будем рассматривать диагональные члены, соответствующие ошибке определения кватернионов (подробнее см. в работе [Иванов, 2013]). Среднеквадратическую ошибку определения компонент кватерниона оценим как наихудшую $\sigma_\lambda = \sqrt{\max(p_{11}, p_{22}, p_{33})}$, где p_{ii} — диагональные элементы матрицы P_∞ . Аналогично среднеквадратическую ошибку определения угловой скорости оценим как $\sigma_\omega = \sqrt{\max(p_{44}, p_{55}, p_{66})}$.

На рис. 4 приведён пример процесса сходимости оценок компонент кватерниона ориентации и вектора угловой скорости с использованием фильтра Калмана, основанного на измерениях магнитометра и солнечного датчика. При моделировании предполагается, что аппарат с динамическими параметрами, указанными в разд. 1, движется свободно без управления или стабилизируется в орбитальной системе координат. Среднеквадратическая ошибка знания начального вектора состояния составляет порядка 1 и 0,5 град/с. Начальная угловая скорость задаётся равной 0,1 град/с. Также предполагается, что на микроспутник действует постоянное угловое возмущение $8 \cdot 10^{-7}$ Н·м. График отображает разницу оценок вектора состояния и точного значения вектора состояния, которое при моделировании известно. В легенде графика отражено среднеквадратическое отклонение, вычисленное по измерениям последней минуты. На рис. 5 представлена зависимость наилучшей точности определения углового движения от действующего постоянного возмущения при перпендикулярных векторах направления на Солнце и магнитного поля $\mathbf{b}_o \perp \mathbf{s}_o$.

Обратим особенное внимание, что прежде рассматривалась точность определения движения в случае, когда вектор направления геомагнитного поля и вектор направления на Солнце перпендикулярны $\mathbf{b}_o \perp \mathbf{s}_o$. Однако эта точность сильно зависит от угла между этими векторами и падает по мере того как векторы \mathbf{b}_o и \mathbf{s}_o становятся параллельными друг другу. В предельном случае, когда эти векторы коллинеарны, матрица чувствительности вырождается, пропадает наблюдаемость, а ошибка определения движения стремится к бесконечности. Это всё следствие того факта, что по измерению одного направления в пространстве невозможно определить трёхосную ориентацию космического аппарата.

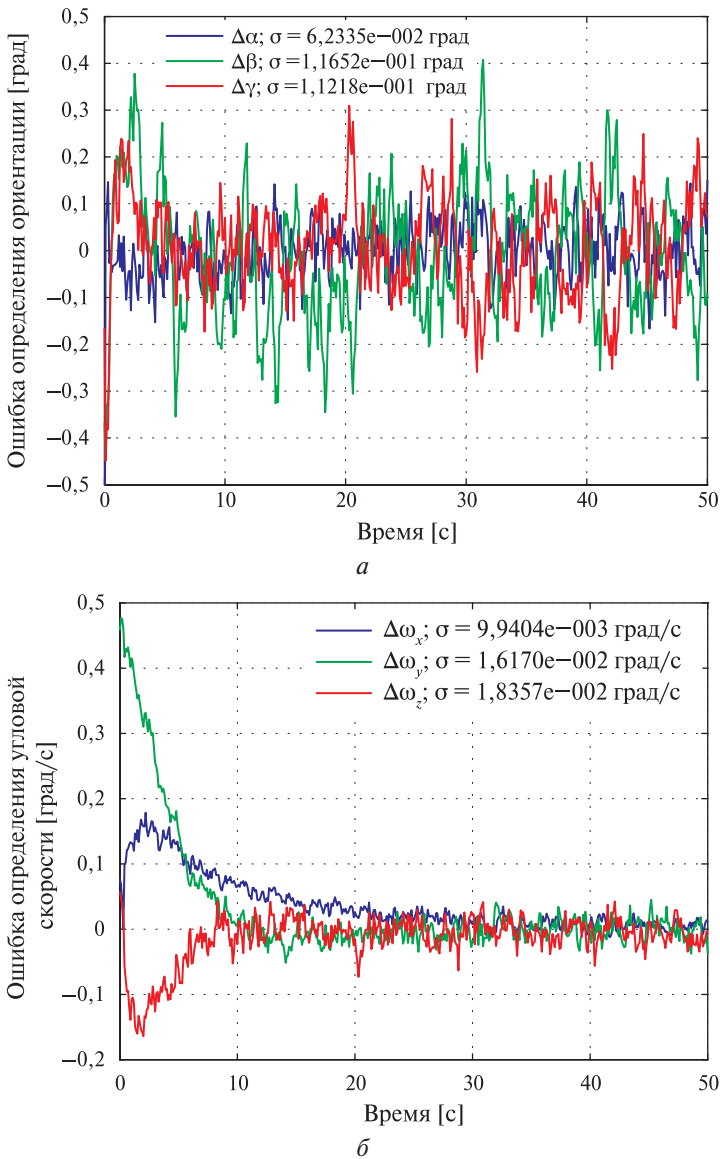


Рис. 4. Ошибки определения ориентации (а) и угловой скорости (б) для фильтра Калмана, основанного на измерениях магнитометра и солнечного датчика, с параметрами $q_\lambda = 8 \cdot 10^{-4} \text{ c}^{-1}$, $q_\omega = 2 \cdot 10^{-3} \text{ c}^{-2}$ при $\mathbf{b}_o \perp \mathbf{s}_o$ и постоянном возмущении $8 \cdot 10^{-7} \text{ Н}\cdot\text{м}$

Таким образом, возникает задача оценки точности определения движения в зависимости от угла между \mathbf{b}_o и \mathbf{s}_o . Рассмотрим в качестве примера зависимость определения параметров движения от угла при возмущении $8 \cdot 10^{-7} \text{ Н}\cdot\text{м}$ и при параметрах настройки $q_\lambda = 8 \cdot 10^{-4} \text{ c}^{-1}$, $q_\omega = 2 \cdot 10^{-3} \text{ c}^{-2}$, которые обеспечивают наилучшую точность при этом возмущении, как показано выше. На рис. 6 приведены графики зависимости определения ориентации и угловой скорости от угла между \mathbf{b}_o и \mathbf{s}_o . Из графиков видно, что при углах меньше 10° и больше 170° точность определения движения резко ухудшается.

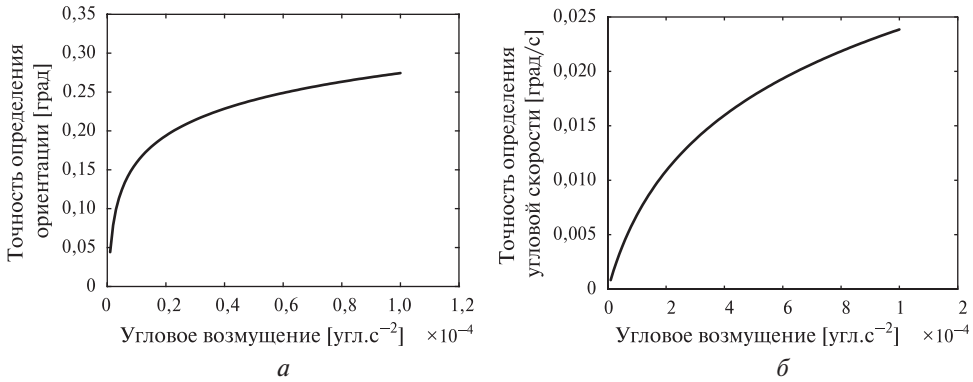


Рис. 5. Зависимость ошибки определения ориентации (а) и угловой скорости (б) от углового возмущения для фильтра Калмана, основанного на измерениях магнитометра и солнечного датчика, при $\mathbf{b}_o \perp \mathbf{s}_o$

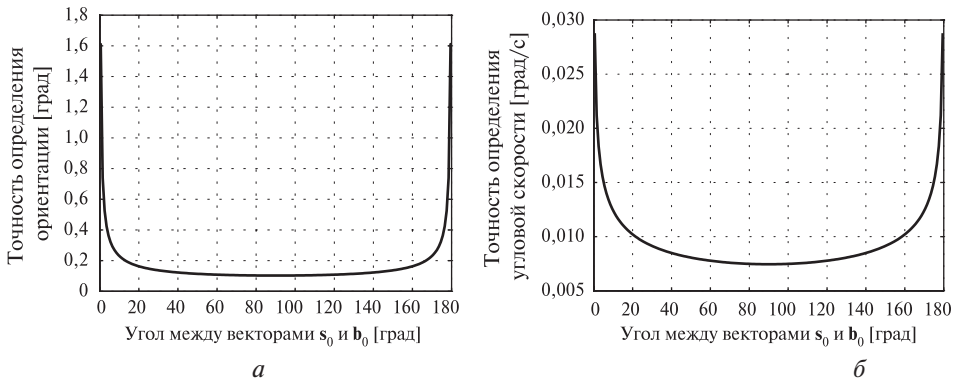


Рис. 6. Зависимость точности определения ориентации (а) и угловой скорости (б) от угла между \mathbf{b}_o и \mathbf{s}_o при $d = 8 \cdot 10^{-7}$ Н·м

При моделировании работы алгоритмов для определения параметров движения с калибровкой смещения нулей датчиков предполагалось, что смещение нуля датчика угловой скорости и магнитометра постоянно во времени, хотя в действительности оно может меняться. На рис. 7 изображён в качестве примера график разницы оценённого смещения нуля датчика угловой скорости и реального значения для фильтра, работающего на измерениях звёздного датчика и датчика угловой скорости. В легенде графика есть вычисленное среднеквадратическое отклонение оценки смещения. На рис. 8 приведён график разницы оценки смещения нуля магнитометра и его реального значения для фильтра, использующего измерения магнитометра, солнечного датчика и датчика угловой скорости. Тут смещение нуля задаётся в повороте единичного вектора направления магнитного поля, поэтому смещение измеряется в градусах. Как видно из графиков, меньше чем за минуту работы фильтра Калмана оценки смещения нуля сходятся от нулевого к реальным значениям.

В табл. 2 приведены максимальные точности определения параметров движения с использованием заданного набора датчиков и при постоянном неучтённом возмущении на аппарат порядка $8 \cdot 10^{-7}$ Н·м. В таблице при-

ведены основные характеристики алгоритмов определения ориентации — максимальная точность, параметры матрицы Q , при которых эта точность достигается.

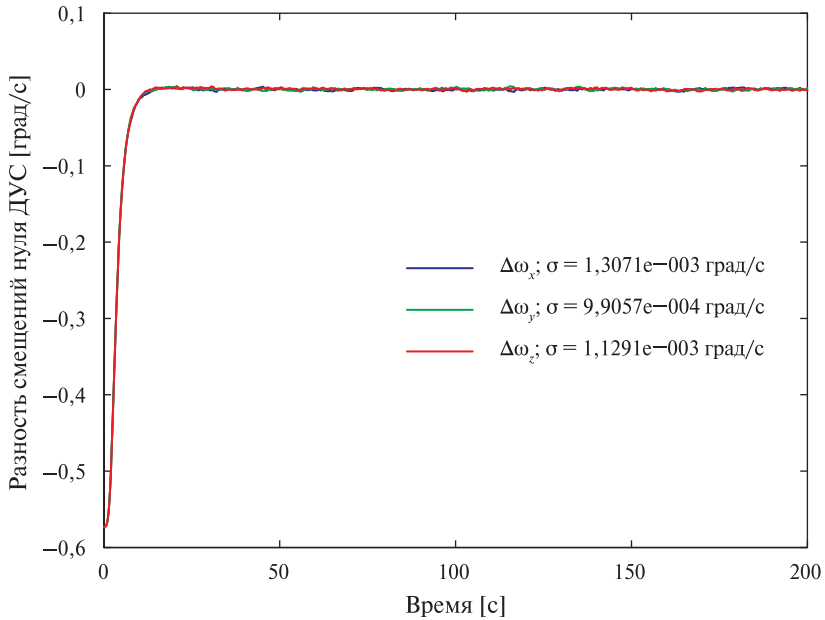


Рис. 7. График разности оценок компонент смещения нуля датчика угловой скорости и их реальных значений

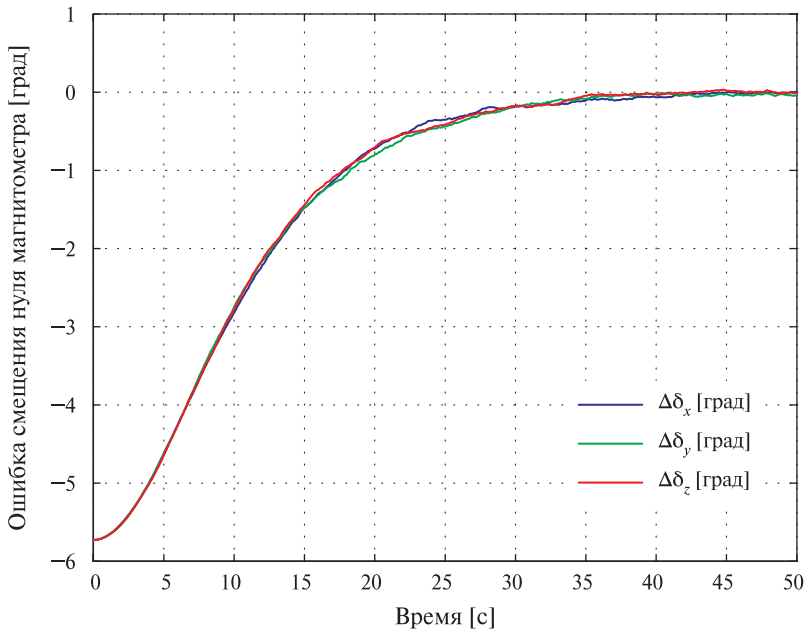


Рис. 8. График разности оценок компонент смещения нуля магнитометра и их реальных значений

Таблица 2. Характеристики алгоритмов определения ориентации

Датчики	Вектор измерений	Вектор состояния	Параметры настройки $q_\lambda[s^{-1}]$ и $q_\omega[s^{-2}]$	Точность определения ориентации и угловой скорости
ЗД+ДУС+Маг+СД	$\begin{pmatrix} \lambda \\ \omega \\ \mathbf{b} \\ \mathbf{s} \end{pmatrix}$	$\begin{pmatrix} \lambda \\ \omega \end{pmatrix}$	$1 \cdot 10^{-6}$ $1,2 \cdot 10^{-5}$	$5 \cdot 10^{-4}$ град, $4 \cdot 10^{-4}$ град/с
ЗД+ДУС+Маг	$\begin{pmatrix} \lambda \\ \omega \\ \mathbf{b} \end{pmatrix}$	$\begin{pmatrix} \lambda \\ \omega \end{pmatrix}$	$1 \cdot 10^{-6}$ $1,2 \cdot 10^{-5}$	$5 \cdot 10^{-4}$ град, $4 \cdot 10^{-4}$ град/с
ЗД+Маг+СД	$\begin{pmatrix} \lambda \\ \mathbf{b} \\ \mathbf{s} \end{pmatrix}$	$\begin{pmatrix} \lambda \\ \omega \end{pmatrix}$	$1 \cdot 10^{-6}$ $1,2 \cdot 10^{-5}$	$7 \cdot 10^{-4}$ град, $6 \cdot 10^{-4}$ град/с
ЗД+Маг	$\begin{pmatrix} \lambda \\ \mathbf{b} \end{pmatrix}$	$\begin{pmatrix} \lambda \\ \omega \\ \Delta \mathbf{b} \end{pmatrix}$	$1 \cdot 10^{-6}$ $1,2 \cdot 10^{-5}$, $1 \cdot 10^{-4} (q_{\Delta \mathbf{b}})$	$7 \cdot 10^{-4}$ град, $6 \cdot 10^{-4}$ град/с, 80 нТл ($\sigma_{\Delta \mathbf{b}}$)
Маг+СД+ДУС	$\begin{pmatrix} \mathbf{b} \\ \mathbf{s} \\ \omega \end{pmatrix}$	$\begin{pmatrix} \lambda \\ \omega \end{pmatrix}$	$5 \cdot 10^{-5}$ $5 \cdot 10^{-4}$	$2 \cdot 10^{-2}$ град, $4 \cdot 10^{-3}$ град/с
		$\begin{pmatrix} \lambda \\ \omega \\ \Delta \mathbf{b} \end{pmatrix}$	$1 \cdot 10^{-6}$, $3 \cdot 10^{-3}$, $1 \cdot 10^{-6} (q_{\Delta \omega})$	$2 \cdot 10^{-2}$ град, $4 \cdot 10^{-3}$ град/с, $5 \cdot 10^{-4}$ град/с ($\sigma_{\Delta \omega}$)
		$\begin{pmatrix} \lambda \\ \omega \\ \Delta \mathbf{b} \end{pmatrix}$	$5 \cdot 10^{-8}$, $3 \cdot 10^{-3}$, $5 \cdot 10^{-1} (q_{\Delta \mathbf{b}})$	$5 \cdot 10^{-2}$ град, $4 \cdot 10^{-3}$ град/с, 400Т ($\sigma_{\Delta \mathbf{b}}$)
ЗД+ДУС	$\begin{pmatrix} \lambda \\ \omega \end{pmatrix}$	$\begin{pmatrix} \lambda \\ \omega \end{pmatrix}$	$1 \cdot 10^{-6}$ $1,2 \cdot 10^{-5}$	$5 \cdot 10^{-4}$ град, $4 \cdot 10^{-4}$ град/с
		$\begin{pmatrix} \lambda \\ \omega \\ \Delta \mathbf{b} \end{pmatrix}$	$1 \cdot 10^{-6}$ $1,2 \cdot 10^{-5}$, $1 \cdot 10^{-4} (q_{\Delta \omega})$	$5 \cdot 10^{-4}$ град, $4 \cdot 10^{-4}$ град/с, $3 \cdot 10^{-3}$ град/с ($\sigma_{\Delta \omega}$)
Маг+СД	$\begin{pmatrix} \mathbf{b} \\ \mathbf{s} \end{pmatrix}$	$\begin{pmatrix} \lambda \\ \omega \end{pmatrix}$	$5 \cdot 10^{-4}$ $2 \cdot 10^{-3}$	$1,2 \cdot 10^{-1}$ град, $2 \cdot 10^{-2}$ град/с,
Маг+ДУС	$\begin{pmatrix} \mathbf{b} \\ \omega \end{pmatrix}$	$\begin{pmatrix} \lambda \\ \omega \end{pmatrix}$	$1 \cdot 10^{-6}$ $5 \cdot 10^{-3}$	$2 \cdot 10^{-1}$ град, $5 \cdot 10^{-3}$ град/с,
ЗД	λ	$\begin{pmatrix} \lambda \\ \omega \end{pmatrix}$	$1 \cdot 10^{-6}$ $1,2 \cdot 10^{-5}$	$8 \cdot 10^{-4}$ град, $6 \cdot 10^{-4}$ град/с

Из таблицы видно, что добавление измерений магнитометра и солнечного датчика к измерениям звёздного датчика для совместной обработки

не приводит к увеличению точности определения углового движения, так как звёздный датчик имеет значительно более высокие точностные характеристики. Использовать измерения магнитометра совместно с измерениями звёздного датчика наиболее разумно только для нахождения смещения нуля магнитометра. Фильтр Калмана, построенный на измерениях звёздного датчика и датчика угловой скорости, не намного точнее фильтра, использующего только измерения звёздного датчика, однако с помощью использования звёздного датчика удаётся эффективно находить смещение нуля датчика угловой скорости. При отсутствии измерений звёздного датчика, наиболее точным является фильтр, использующий измерения магнитометра, солнечного датчика и датчика угловой скорости. На основе измерений этих трёх датчиков фильтры, позволяющие находить смещение нуля магнитометра и датчика угловой скорости, могут определять угловое движение незначительно хуже по точности.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В настоящей статье построен и исследован ряд алгоритмов для определения углового движения микроспутников с использованием измерений звёздного датчика, датчика угловой скорости, магнитометра и солнечного датчика. Рассмотрены все комбинации типов датчиков, на основе которых возможно определить движение, найдены такие параметры алгоритмов, которые при заданном уровне возмущений обеспечивают наилучшую точность определения вектора состояния. На примере параметров датчиков, установленных на микроспутнике «ТаблетСат-Аврора», было проведено количественное сравнение точностных характеристик алгоритмов, которое показало, в частности, что использование низкоточных измерений магнитометра и солнечного датчика совместно с измерениями звёздного датчика не приводит к увеличению точности определения движения, и поэтому бессмысленно. Также показано, что алгоритмы, на основе измерений магнитометра, солнечного датчика и датчика угловой скорости, позволяющие определять смещение нуля датчиков, незначительно уступают по точности алгоритму без калибровки.

ЛИТЕРАТУРА

- [Дегтярёв, Тайль, 2003] *Дегтярёв А. А., Тайль Ш.* Элементы теории адаптивного расширенного фильтра Калмана: Препринт ИПМ им. М. В. Келдыша РАН. 2003. № 26. 35 р.
- [Зотов, 2010] *Зотов Л. В.* Теория фильтрации и обработка временных рядов: курс лекций. М.: Физический факультет МГУ. 2010. 200 р.
- [Иванов, 2013] *Иванов Д. С.* Метод исследования алгоритмов определения ориентации микроспутников и его верификация: Препринт ИПМ им. М. В. Келдыша РАН. 2013. № 80. 32 с.
- [Kalman, 1960] *Kalman R. E.* A New Approach to Linear Filtering and Prediction Problems // Trans. ASME. Series D. J. Basic Engineering. 2010. V. 82. P. 35–45.
- [Kalman, Bucy, 1961] *Kalman R. E., Bucy R. S.* New Results in Linear Filtering and Prediction Theory // Trans. ASME. Series D. J. Basic Engineering. 1961. V. 83. P. 95–108.

[Wertz, 1990] *Wertz J. R.* Spacecraft Attitude Determination and Control. 1990. Dordrecht/Boston, London: Acad. Press. 1990. 863 p.

ATTITUDE DETERMINATION ALGORITHMS INVESTIGATION FOR MICROSATELLITES OF TABLETSAT SERIES

D. S. Ivanov¹, N. A. Ivlev², S. O. Karpenko²

¹ Keldysh Institute of Applied Mathematics RAS

² OOO SPUTNIKS

Attitude determination algorithms based on Kalman filter are considered in the paper. The algorithms use measurements of star sensor, gyro, magnetometer and sun sensor. The quaternion and angular velocity vector are choose as a state vector, and for a several algorithms also a bias of magnetometer and gyro measurements are also estimated. The algorithms are investigated with parameters of TabletSat-Aurora microsatellite.

Keywords: attitude control system, microsatellite motion determination.

Ivanov Daniel Sergeevich — junior researcher, danilivanovs@gmail.com

Ivlev Nikita Aleksandrovich — engineer, ivlev@sputnix.ru

Karpenko Stanislav Olegovich — technical director, karpenko@sputnix.ru

МАЛОГАБАРИТНЫЙ ДАТЧИК ЗВЁЗДНОЙ ОРИЕНТАЦИИ ДЛЯ НАНОСПУТНИКОВ

*О. Ю. Стекольников, М. К. Абубекеров, А. А. Байгуттуев, А. В. Бирюков, А. И. Захаров,
Н. Л. Крусанова, А. В. Миронов, В. Г. Мошкалёв, М. Е. Прохоров, М. С. Тучин*

ООО «Азмерит», резидент по кластеру космических технологий
и телекоммуникаций фонда «Сколково»

Государственный астрономический институт имени П. К. Штернберга
Московского государственного университета имени М. В. Ломоносова (ГАИШ МГУ)

В последние годы быстро растет число микро- и наноспутников — космических аппаратов с массами в десятки и единицы килограмм. Также как и «большие» спутники малые космические аппараты нуждаются в приборах для определения — гироскопах, звёздных датчиках, датчиках направления на Солнце и на центр Земли. Причём эти датчики должны быть существенно более лёгкими, компактными и, самое главное, более дешёвыми, чем их «большие братья». И при этом эти датчики должны оставаться достаточно точными. Некоторые из этих приборов — гироскопы, датчики Солнца и Земли — уже присутствуют на рынке малых космических аппаратов, но звёздных датчиков, особенно для наноспутников, там пока нет.

В работе описывается звёздный нанодатчик ориентации, совместно разрабатываемый ООО «Азмерит» и ГАИШ МГУ.

Ключевые слова: Звёздные датчики ориентации, малые космические аппараты.

В настоящее время быстро растёт число запусков наноспутников (наноспутники относятся к малым спутникам (*англ.* nanosatellite, nanosat), имеют массу от 1 до 10 кг) различного назначения, например, в стандарте CubeSat [CDS-13, 2014; Cote et al., 2011; Paluszek et al., 2010]. Для ряда выполняемых ими задач необходимо знание ориентации в инерциальной системе координат. С наибольшей точностью и на неограниченном интервале времени это можно сделать с помощью звёздных датчиков ориентации.

Датчик для наноспутников должен иметь массу не более 100 г, размеры менее 60×60×60 мм, энергопотребление не выше 0,25 Вт и, самое главное — низкую цену [Prokhorov et al., 2013]. Подобные разработки ведутся в Канаде, США и Германии [Enright et al., 2010, 2011; Palo et al., 2013; Rawashdeh et al.,

Стекольников Олег Юрьевич — главный конструктор, кандидат технических наук, старший научный сотрудник, oost@inbox.ru

Абубекеров Марат Керимович — заместитель генерального директора, кандидат физико-математических наук, старший научный сотрудник

Байгуттуев Алимбек Акимбекович — ведущий инженер

Бирюков Антон Владимирович — научный сотрудник, кандидат физико-математических наук, eman@sai.msu.ru

Захаров Андрей Игоревич — научный сотрудник, zakh@sai.msu.ru

Крусанова Наталия Леонидовна — научный сотрудник, nat.krouss@gmail.com

Миронов Алексей Васильевич — научный сотрудник, кандидат физико-математических наук, доцент, almir@sai.msu.ru

Мошкалёв Виталий Георгиевич — ведущий программист, научный сотрудник, кандидат физико-математических наук, moshvg@mail.ru

Прохоров Михаил Евгеньевич — заведующий лабораторией, доктор физико-математических наук, доцент, mike.prokhorov@gmail.com

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

2012; Segert et al., 2011]. Малогабаритный звёздный датчик канадской фирмы Sinclair Interplanetary осенью 2013 г. был впервые выведен в космос [Sinclair, 2013]. В России подобных разработок до сих пор не было.

В ООО «Азмерит», организованном сотрудниками ГАИШ МГУ, разработан малогабаритный датчик звёздной ориентации АЗДК-1 (рис. 1) массой менее 100 г с габаритами по корпусу $40 \times 40 \times 60$ мм, предполагаемая точность которого $10 \dots 15$ угл. с при частоте опроса 10 Гц. Поле зрения датчика — $13,7 \times 13,7^\circ$. Основными навигационными объектами для такого поля зрения являются звёзды до $5,2^m$. Бортовой каталог звёздного датчика содержит при этом около 2000 звёзд. Энергопотребление датчика в режиме непрерывного определения ориентации, при отключённом охладителе Пельтье составляет 0,25 Вт, в режиме калибровки — 0,5 Вт. Включение термоэлектрического охладителя повышает потребление энергии на 1 Вт.

Особенности данного датчика:

- использование алгоритмов повышения точности определения ориентации;
- принципиально новая «колодезная» компоновка датчика;
- малый размер матричного фотоприёмника;
- возможность реализации датчика полностью на отечественной элементной базе.

Помимо этого в конструкции датчика предусмотрены опции, направленные на увеличение срока активного существования в условиях открытого космоса, в том числе на повышение радиационной стойкости устройства.



Рис. 1. Датчик АЗДК-1 (внешний вид)

ИСПОЛЬЗУЕМЫЕ АЛГОРИТМЫ

Датчик полностью автономен и выдаёт информацию о своей ориентации в виде кватерниона.

Погрешность определения ориентации датчика составляет 10...15 угл. с, что в 25–35 раз меньше углового размера проекции пиксела фотоприёмника на небесную сферу. Для достижения столь высокой точности используется подход, применявшийся в высокоточном звёздном датчике ГАИШ [Стекольников и др., 2013], а также некоторые из его алгоритмов [Тучин и др., 2013, Tuchin et al., 2013].

Оказалось, что метод «паспортов звёзд» [Захаров и др., 2012] плохо работает для каталогов малого объёма. Поэтому для начальной ориентации был применён метод распознавания звёздных конфигураций путём сравнения пар звёзд [Бирюков и др., 2013а] в варианте без использования информации об их блеске. Для каталога объёмом около 2000 звёзд этот метод показывает как высокую надёжность (более 98 %), так и быстроедействие.

Бортовой каталог звёзд был создан на основе координатной информации из каталогов Tycho-2 [Hog et al., 2000] и Hipparcos [Hipparcos, 1997] и многоцветной фотометрии из WBVR-каталога ГАИШ МГУ [Корнилов и др., 1991], из каталога $V_C R_C I_C$ Кузинса [Richmond et al., 2000] и 2MASS [Cutri et al., 2003]. Приведённые в бортовом каталоге звёздные величины даны в полосе чувствительности КМОП-матрицы. Пересчёт многоцветной фотометрии в указанную полосу выполнялся по методике, описанной в работе [Мошкалев и др., 2013]. Для построения максимально равномерного распределённого по небу множества звёзд для бортового каталога использовался алгоритм, представленный в статье [Бирюков и др., 2013б].

КОНСТРУКТИВНЫЕ ОСОБЕННОСТИ ДАТЧИКА АЗДК-1

Отправной точкой при разработке конструкции датчика явился выбор фотоприёмного устройства и соответствующей элементной базы отечественного производства. В качестве фотоприёмника был выбран КМОП (комплементарная структура металл-оксид-полупроводник; *англ.* CMOS, complementary metal-oxide-semiconductor) UIC1203 в корпусе PLCC-48 производства фирмы Юник Ай Сиз (Зеленоград, Россия). Остальные компоненты: процессор 1986VE94T, ОЗУ (оперативное запоминающее устройство) 1645PY4AY3, ПЗУ (постоянное запоминающее устройство) 1636PP2Y и ряд других микросхем производства фирмы «МИЛАНДР» (Россия).

Разрешение КМОП-матрицы составляет 128×128 пикс при фоточувствительной области $2,56 \times 2,56$ мм (размер пиксела 20 мкм). Матрица имеет покровное стекло толщиной 0,5 мм.

Для увеличения срока активного существования в условиях открытого космоса в датчике реализованы следующие технические решения.

Объектив выполнен из радиационно стойких стёкол (100–200 серии).

В связи с деградацией фотоприёмника под действием радиации необходимо периодически производить его калибровку, в первую очередь по темным токам. Для этого в конструкцию датчика вводится специальный затвор, перекрывающий апертуру объектива на время проведения калибровки.

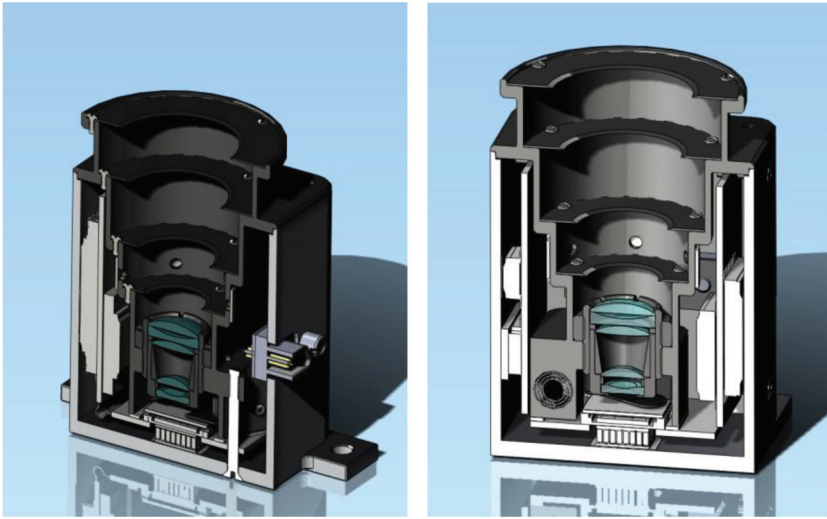


Рис. 2. Датчик АЗДК-1 в разрезе

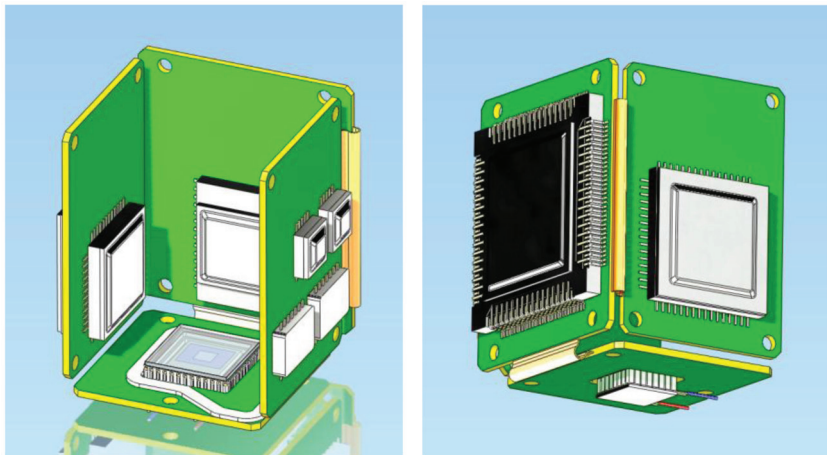


Рис. 3. Плата датчика с гибкими участками перед установкой

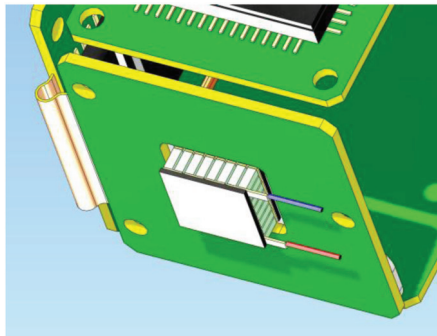


Рис. 4. Термоэлектрический охладитель Пельтье на плате

Для снижения уровня темновых токов, которые существенно возрастают при облучении, возможна установка охладителя Пельтье для КМОП-матрицы.

Фотоприёмник, помимо корпуса датчика, экранируется от радиации извне объективом, блендой, массивным конструктивом под объектив, а также призматическим «колпаком», полностью герметизирующим пространство вокруг корпуса фотоприёмника.

Для уменьшения габаритов датчика, а также для обеспечения наилучшего отвода тепла от фотоприёмника, процессора, ОЗУ и ряда других электронных компонент, была предложена «колодезная» компоновка. В ней матрица и объектив располагаются в нижней части корпуса датчика, а бленда — внутри корпуса датчика (внешний раструб бленды может выходить за пределы корпуса) (рис. 2).

Единая электронная плата выполнена по технологии rigid-flex и имеет гибкие участки. Это позволяет производить по ним изгиб платы так, чтобы основные тепловыделяющие микросхемы и фотоприёмник, расположенные на четырёх субплатах, прижимались к боковым стенкам корпуса и его основанию (рис. 3).

Крепление и прижатие сублат к корпусу осуществляется винтами М2 с потайной головкой, устанавливаемыми снаружи корпуса. Поверхности микросхем контактируют со стенками корпуса через теплопроводящие прокладки КПТД-2 толщиной 0,15 мм (производитель «Номакон», Беларусь). Нижняя субплата непосредственно под фотоприёмником имеет окно. Из него выступает установленный на теплопроводящем клее на тыльную поверхность фотоприёмника термоэлектрический охладитель Пельтье (рис. 4). Он также контактирует через прокладку КПТД-2 с основанием корпуса датчика. Охладитель Пельтье включается в том случае, когда температура посадочных мест превысит верхний температурный уровень допустимых темновых токов в фотоприёмнике или при росте темновых токов из-за радиационной деградации КМОП.

При «колодезной» компоновке сброс тепла со стенок и основания корпуса осуществляется кондуктивным теплообменом через механический интерфейс основания корпуса. Для внешней теплоизоляции корпуса датчика используется общая экранно-вакуумная теплоизоляция (ЭВТИ) наноспутника. Предполагаемый температурный диапазон посадочных мест датчика составляет $-10...20$ °С. Используемый в датчике термоэлектрический охладитель Пельтье позволяет, при подводимой мощности порядка 1,0 Вт, получить перепад температур около 30 °С.

Использование «жёстко-гибких» печатных плат (см. рис. 3) в датчике позволяет сделать плату единой, полностью отказавшись от межплатных разъёмов. Это существенно повышает надёжность соединения сублат и снижает (за счёт отказа от разъёмов) их массу и размеры.

Объектив датчика четырёхлинзовый, выполнен из радиационно стойких стёкол 100–200-й серии. Поле зрения датчика составляет $19,5^\circ$ по диагонали кадра при диаметре входного зрачка 9 мм. В настоящее время разрабатывается и трёхлинзовая схема объектива, что позволит несколько увеличить его пропускание.

Штатная бленда датчика интегрирована в верхнюю часть датчика (крышку), которая помимо крепления ножей бленды ещё используется для крепления объектива, калибровочного затвора фотоприёмника и исполнительного

соленоида затвора. В случае необходимости, опционально, штатная бленда может быть надставлена дополнительной блендой, крепящейся за отверстия под технологическую (съёмную) крышку датчика.

Для сброса давления в процессе выведения наноспутника на орбиту в бленде сделан кольцевой «дыхательный» клапан. Он представляет собой ряд радиальных отверстий на цилиндрической части бленды с наклеенной поверх них кольцевой мембраной. Ввиду малости объёмов, сброс давления из герметизируемой полости над фотоприёмником и межлинзовых объёмов объектива производится по крепёжной резьбе объектива и негерметизируемым стыкам.

Важной опцией, позволяющей значительно увеличить сроки активного существования датчика в условиях открытого космоса, является наличие калибровочного затвора фотоприёмника. В основу его работы заложено взаимодействие постоянного магнита и соленоида. Ось затвора запрессовывается в 4,5-мм защитную плиту в крышке-бленде, в которую вворачивается и объектив. Там же в специальное гнездо на компаунде клеивается и исполнительный соленоид затвора. Сам затвор представляет собой качалку на оси в виде стакана с подшипниками, по разные стороны от которого расположены экранирующий лепесток и держатель цилиндрического постоянного магнита (рис. 5).

Принцип работы затвора следующий. В незапитанном состоянии постоянный магнит затвора притягивается к сердечнику исполняющего соленоида; затвор при этом открыт. При подаче напряжения полярность электромагнита задаётся одноимённой с постоянным магнитом, который отталкивается от сердечника, и затвор на время калибровки (несколько секунд) перекрывает апертуру объектива (рис. 6).

Как только напряжение с соленоида снимается или же, для увеличения быстродействия, меняется на противоположное — затвор возвращается в исходное (открытое) положение. Такой алгоритм работы затвора был выбран для того, чтобы он оставался открытым, даже если в силу каких-либо причин запитать соленоид для калибровки будет невозможно. При этом датчик лишится возможности калибровки, но сохранит свою работоспособность.

Для обеспечения защиты фотоприёмника от пыли и уменьшения радиационного воздействия нижняя часть крышки-бленды непосредственно в зоне фотоприёмника и затвора имеет замкнутую по периметру стенку, доходящую до герметизирующей силиконовой прокладки на субплате фотоприёмника.

Основным базовым элементом датчика является его корпус (рис. 7), выполненный из алюминиевого сплава АМГ-6. Механический интерфейс датчика представляет собой четыре лапки на корпусе с крепёжными отверстиями, выступающими на 0,5 мм от дна корпуса. Контактные поверхности лапок покрытия не имеют. Крепёжные отверстия — классное отверстие $\varnothing 3\text{ Н7}$, классный паз 3 Н7 и два свободных отверстия $\varnothing 3,5\text{ мм}$. Через этот механический интерфейс производится основной отвод тепла с тепловыделяющих электронных компонентов датчика.

Поскольку электроразъём датчика вынесен на свободную от плат боковую стенку корпуса, существует возможность опционально менять тип разъёма исходя из требований заказчика. При этом в стенке меняется форма выреза под разъём. Для базовой комплектации используется импортный 15-штырьковый разъём MIL-DTL-83513 фирмы Glenair, устанавливаемый внутри корпуса.



Рис. 5. Калибровочный затвор в открытом состоянии

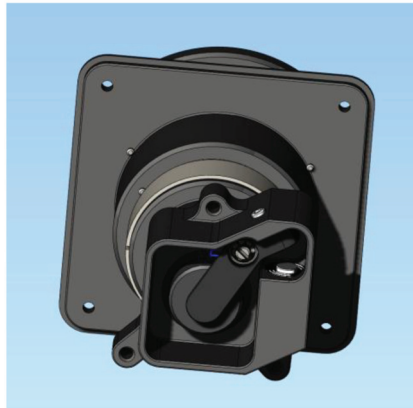


Рис. 6. Калибровочный затвор в закрытом состоянии

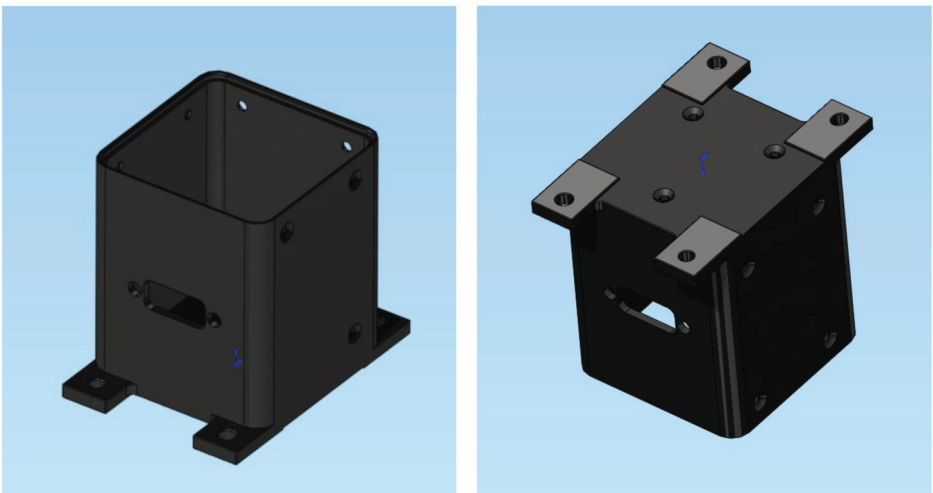


Рис. 7. Корпус датчика

СБОРКА И ЮСТИРОВКА ДАТЧИКА

На жёстко-гибкую плату в зоне фотоприёмника по специально отмаркированному контуру приклеивается силиконовая прокладка.

В случае разъёма, устанавливаемого изнутри корпуса, производится распайка идущего от него кабеля на плату. Затем плата очищается и помещается в чистую камеру.

На стенки корпуса датчика с внутренней стороны в зонах контакта тепловыделяющих микросхем приклеиваются теплопроводящие прокладки КПТД-2. Корпус очищается в ультразвуковой ванне и также помещается в чистую камеру.

В верхнюю часть датчика на эпоксидном компаунде клеивается исполнительный соленоид с выходящим из него кабелем с разъёмом. В калибровочный затвор также на компаунде клеивается постоянный магнит. В стакан затвора вставляются подшипники, распорные втулки и ось. Ось запрессовывается в тело верхней части датчика до выбора всех зазоров. В зоне радиальных отверстий под «дыхательный» клапан по всему периметру приклеивается перекрывающая их мембрана. Собранный таким образом верхняя часть очищается в ультразвуковой ванне, в неё вворачивается объектив с круглой контргайкой и всё это затем помещается в чистую камеру.

При сборке в чистом помещении плата сгибается в местах соединения субплат (с использованием специальной стержневой оправки) и вставляется в корпус. Каждая субплата притягивается снаружи к стенкам корпуса винтами М2 с самоконтрящимися гайками. Разъём датчика вставляется в вырез на стенке корпуса и также крепится винтами М2 с самоконтрящимися гайками.

Собранный верхняя часть датчика вставляется в корпус и притягивается тремя винтами М2 с потайной головкой.

Юстировка объектива производится перед установкой ножей бленды, с помощью двух трубчатых спецключей — под объектив и фиксирующую его контргайку.

После завершения юстировки, поочерёдно, начиная с нижнего, вставляются ножи бленды. Крепление каждого ножа осуществляется тремя винтами М1,6 на страгиваемой (на случай новой юстировки объектива) контрольной массе.

После установки ножей бленды полость над объективом продувается чистым воздухом и закрывается технологической (съёмной) крышкой. Контроль головок винтов крепления верхней части датчика производится контрольной массой уже вне чистового помещения.

Массовые характеристики АЗДК-1 и его основных компонентов

Корпус датчика в сборе	41,7 г
Плата в сборе	17,6 г
Верхняя часть датчика в сборе без калибровочного затвора и соленоида	28,6 г
Калибровочный затвор с исполнительным соленоидом	2,9 г
Разъём 15-штырьковый MIL-DTL-8351	2,1 г
Кабель к разъёму	2,8 г
Крепёж	3,9 г
АЗДК-1 в сборе	99,6 г

ЛИТЕРАТУРА

- [Бирюков и др., 2013а] *Бирюков А. В., Захаров А. И., Никифоров М. Г.* и др., Эффективность методов распознавания звёздных конфигураций путём сравнения пар звёзд с использованием и без использования информации о блеске звёзд // 3-я Всерос. научно-технич. конф. «Современ. проблемы определения ориентации и навигации космич. аппаратов». Таруса, 10–13 сент. 2012: сб. тр. / Под ред. Аванесова Г.А. М.: ИКИ РАН, 2013. С. 220–229.
- [Бирюков и др., 2013б] *Бирюков А. В., Захаров А. И., Никифоров М. Г.* и др., Навигационный звёздный каталог минимального объёма, привязанный к квазиравномерной сетке на небесной сфере // 3-я Всерос. научно-технич. конф. «Современ. проблемы определения ориентации и навигации космич. аппаратов». Таруса, 10–13 сент. 2012: сб. тр. / Под ред. Аванесова Г.А. М.: ИКИ РАН, 2013. С. 230–242.
- [Захаров и др., 2012] *Захаров А. И., Венкстерн А. А., Барке В. В.* Начальное определение ориентации с помощью «паспортов» звёзд // 3-я Всерос. научно-технич. конф. «Современ. проблемы определения ориентации и навигации космич. аппаратов». Таруса, 10–13 сент. 2012: тез. М.: ИКИ РАН, 2012. С. 36–37.
- [Корнилов и др., 1991] *Корнилов В. Г., Волков И. М., Захаров А. И., Козырева В. С., Корнилова Л. Н., Крутяков А. Н., Крылов А. В., Кусакин А. В., Леонтьев С. Е., Мионов А. В., Мошкалёв В. Г. Погрошева Т. М., Семенцов В. Н., Халиуллин Х. Ф.* Каталог WBVR-величин ярких звёзд северного неба / Под ред. В. Г. Корнилова // Труды Гос. астрон. ин-та им. П. К. Штернберга. 1991. Т. 63. 400 с.
- [Мошкалёв и др., 2013] *Мошкалёв В. Г., Бирюков А. В., Захаров А. И.* и др., Расчёт блеска звёзд в спектральной полосе кремниевого фотоприёмника звёздного датчика по данным каталогов Tycho-2 и 2MASS // 3-я Всерос. научно-технич. конф. «Современ. проблемы определения ориентации и навигации космич. аппаратов». Таруса, 10–13 сент. 2012: сб. тр. / Под ред. Аванесова Г.А. М.: ИКИ РАН, 2013. С. 243–248.
- [Стеколыщиков и др., 2013] *Стеколыщиков О. Ю., Захаров А. И., Прохоров М. Е.* Конструктивные особенности узкопольного звёздного датчика ГАИШ МГУ с зеркальным объективом // 3-я Всерос. научно-технич. конф. «Современ. проблемы определения ориентации и навигации космич. аппаратов». Таруса, 10–13 сент. 2012: сб. тр. / Под ред. Аванесова Г.А. М.: ИКИ РАН, 2013. С. 69–79.
- [Тучин и др., 2013] *Тучин М. С., Бирюков А. В., Захаров А. И., Прохоров М. Е.* Учёт термогенерации матричных приборов с зарядовой связью как основа повышения точности звёздного датчика // 3-я Всерос. научно-технич. конф. «Современ. проблемы определения ориентации и навигации космич. аппаратов». Таруса, 10–13 сент. 2012: сб. тр. / Под ред. Аванесова Г.А. М.: ИКИ РАН, 2013. С. 249–256.
- [Enright et al., 2010] *Enright J., Sinclair D., Grant C. C., McVittie G., Dzamba T.* Towards Star Tracker Only Attitude Estimation // Proc. 24th Annu. AIAA/USU Conf. Small Satellites. Logan, Utah, Utah State University, 2010. SSC10-X-3.
- [Enright et al., 2011] *Enright J., Sinclair D., Fernando K. C.* COTS Detectors for Nanosatellite Star Trackers: A Case Study // Proc. 25th Ann. AIAA/USU Conf. Small Satellites. Logan, Utah, Utah State University, 2011. SSC11-X-1.
- [CDS-13 2014] CubeSat Design Specification (CDS): Rev. N. 13 / California Polytechnic State University. URL: www.cubesat.org (updated 20.02.2014).
- [Cote et al., 2011] *Cote K., Gabriel J., Patel B., Ridley N., Taillefer Z., Tetreault S.* Mechanical, Power, and Propulsion Subsystem Design for a CubeSat: Project. N. JB3-CBS1 / Worcester Polytechnic Institute. 2011. URL: https://www.wpi.edu/Pubs/E-project/Available/E-project-041911-151144/unrestricted/CubeSat2_Final_Report_-_17APR11.pdf.

- [Cutri et al., 2003] *Cutri R. M., Skrutskie M. F., van Dyk S., Beichman C. A., Carpenter J. M., Chester T., Cambresy L., Evans T., Fowler J., Gizis J., Howard E., Huchra J., Jarrett T., Kopan E. L., Kirkpatrick J. D., Light R. M., Marsh K. A., McCallon H., Schneider S., Stiening R., Sykes M., Weinberg M., Wheaton W. A., Wheelock S., Zacarias N.* The 2MASS All-Sky Catalog of Point Sources. 2003. URL: <http://adsabs.harvard.edu/abs/2003tmc..book.....C>.
- [Hipparcos, 1997] The Hipparcos and Tycho Catalogues / ESA SP-1200. 1997. URL: <http://www.rssd.esa.int/index.php?project=HIPPARCOS&page=Overview>.
- [Hog et al., 2000] *Hog E., Fabricius C., Makarov V. V., Urban S., Corbin T., Wycoff G., Bastian U., Schwekendiek P., Wicenc A.* The Tycho-2 Catalogue of the 2.5 Million Brightest Stars // *Astronomy and Astrophysics*. 2000. V. 355. P. L27.
- [Palo et al., 2013] *Palo S., Stafford G., Hoskins A.* An Agile Multi-use Nano Star Camera for Constellation Applications // *Proc. 27th Annu. AIAA/USU Conf. Small Satellites*, 2013. SSC13-III-5.
- [Paluszek et al., 2010] *Paluszek M., de Castro E., Hyland D.* The CubeSat Book. N.Y.: Princeton Satellite Systems, Inc., 2010. 33 p.
- [Prokhorov et al., 2013] *Prokhorov M., Abubekеров M., Biryukov A., Stekol'shchikov O., Tuchin M., Zakharov A.* Star Tracker on Chip // *Proc. 27th Ann. AIAA/USU Conf. Small Satellites*. Logan, Utah, Utah State University, 2013. SSC13-WK-2.
- [Rawashdeh et al., 2012] *Rawashdeh S. A., Lumpp J. E., Barrington-Brown J., Pastena M.* A Stellar Gyroscope for Small Satellite Attitude Determination // *Proc. 26th Ann. AIAA/USU Conf. Small Satellites*. Logan, Utah, Utah State University, 2012. SSC12-IX-7.
- [Richmond et al., 2000] *Richmond M. W., Droege T. F., Gombert G., Gutzwiller M., Henden A. A., Albertson C., Beser N., Molhant N., Johnson H.* TASS Mark III photometric survey // *Publications of the Astronomical Society of the Pacific*. 2000. V. 112. P. 397–408.
- [Segert et al., 2011] *Segert T., Engelen S., Buhl M., Monna B.* Development of the Pico Star Tracker ST-200 — Design Challenges and Road Ahead // *Proc. 25th Annu. AIAA/USU Conf. Small Satellites*. Logan, Utah, Utah State University, 2011. SSC11-IX-4.
- [Sinclair, 2013] *Sinclair D.* ST-16 Star Trackers on Orbit. URL: <http://www.sinclairinterplanetary.com/news/st-16startrackersonorbit> (updated 22.11.2013).
- [Tuchin et al., 2013] *Tuchin M., Zakharov A., Prokhorov M., Biryukov A., Nickiforov M.* On Random and Systematic Errors of a Star Tracker // *Proc. 27th Annu. AIAA/USU Conf. Small Satellites*. Logan, Utah, Utah State University, 2013. SSC13-I-10.

SMALL-SIZED STAR TRACKER FOR NANO-SATELLITES

O. Iu. Stekolschikov, M. K. Abubekеров, A. A. Bayguttuev, A. V. Biryukov, A. I. Zakharov, N. L. Kroussanova, A. V. Mironov, V. G. Moshkalev, M. E. Prokhorov, M. S. Tuchin

[†] "Azmerit" Ltd.

² Sternberg Astronomical Institute of Lomonosov Moscow State University (SAI MSU)

In recent years, a rapidly growing number of micro- and nanosatellites — satellites with masses of tens and units of kilograms. Small satellites also need instruments to attitude determination — gyros, star trackers, sensors of the direction to Sun and to center of Earth. Moreover, these sensors must be much more lightweight, compact, and, very important, cheaper than their «big brothers». And while these sensors must be precise enough. Some of these devices — gyros, Sun and Earth sensors — are already present in the market of small satellites. But the star sensors, especially for nanosatellites, there is no.

Keywords: star trackers, small satellites.

Stekolschikov Oleg Iurievich — senior scientist, PhD, oct@inbox.ru

Abubekero Marat Kerimovich — deputy general director, candidate of physical and mathematical sciences, senior researcher

Bayguttuev Alimbek Akimbekovich — leading engineer, PhD

Biryukov Anton Vladimirovich — scientist, PhD, eman@sai.msu.ru

Zakharov Andrey Igorevich — scientist, zakh@sai.msu.ru

Kroussanova Natalya Leonidovna — scientist, nat.krouss@gmail.com

Mironov Aleksey Vasilyevich — senior scientist, candidate of physico-mathematical sciences, almir@sai.msu.ru

Moshkalev Vitaly Georgievich — leading programmer, candidate of physico-mathematical sciences, moshvg@mail.ru

Prokhorov Mikhail Eugenyevich — head of a laboratory, doctor of physico-mathematical sciences, mike.prokhorov@gmail.com

Tuchin Maxim Sergeevich — junior scientist, wizard81@mail.ru

МНОГОГОЛОВЫЙ ЗВЁЗДНЫЙ ДАТЧИК 348К. РЕЗУЛЬТАТЫ НАЗЕМНОЙ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОТРАБОТКИ

А. Ю. Карелин, Ю. Н. Зыбин, В. О. Князев, А. А. Поздняков

Открытое акционерное общество Научно-производственное предприятие «Геофизика-Космос» («НПП «Геофизика-Космос»)

Статья посвящена многоголовому звёздному датчику 348К, разработка которого завершилась в ОАО «НПП «Геофизика-Космос» в 2013 г. Даны описание конструкции, состав и основные характеристики прибора. Приведены укрупнённая программа наземной экспериментальной отработки и подробности некоторых испытаний.

Ключевые слова: звёздный датчик, наземная экспериментальная отработка, точностные испытания, протоны, звёздное небо.

ВВЕДЕНИЕ

Концепция многоголового звёздного датчика 348К состоит в объединении информации от малогабаритных и малопотребляющих блоков оптических (БО) в общем блоке электронном (БЭ) с целью повышения точности, помехозащищённости и надёжности. Однако, в отличие от других подобных систем, БО прибора 348К являются автономными звёздными датчиками, которые передают кватернион ориентации и угловую скорость по гальванически развязанному интерфейсу RS-485 в БЭ.

Такое решение позволяет обеспечить гибкость и простоту работы с прибором 348К со стороны системы ориентации и стабилизации космического аппарата (СОС КА). От СОС КА не требуется управление БО, контроль их работоспособности, адекватности получаемой информации и расчёта равноточной ориентации. Все эти задачи решает малогабаритный резервированный БЭ, одинаковый для любого количества БО (до четырёх).

К некоторому недостатку концепции построения многоголового звёздного датчика можно отнести большую (по сравнению с моноблочным прибором) сложность наземной экспериментальной отработки (НЭО), что подразумевает больший объём проверок, а значит, требует большего количества рабочих мест и технологического оборудования, а также более сложных методов подтверждения характеристик.

1. КОНСТРУКЦИЯ ОПТИЧЕСКИХ БЛОКОВ ЗВЁЗДНОГО ДАТЧИКА 348К

Состав БО следующий:

- объектив в монолитном корпусе; поле зрения 19°;
- канал геометрического эталона (КГЭ);

Карелин Андрей Юрьевич — главный конструктор направления, 1102@geocos.su

Зыбин Юрий Николаевич — главный специалист, кандидат технических наук, 1102@geocos.su

Князев Владимир Олегович — заместитель начальника отдела, 1102@geocos.ru

Поздняков Алексей Андреевич — ведущий инженер, 1102@geocos.ru

- бленда;
- фотоприёмная матрица (ФПМ) с термоэлектрическим модулем охлаждения (ТЭМО);
- платы вычислительного устройства БО;
- вторичные источники питания (ВИП);
- куб-призма для привязки БО к системе координат КА.

На рис. 1 приведена трёхмерная модель БО в разрезе.

Из особенностей конструкции стоит выделить монолитный корпус объектива, реализующий одновременно и посадочную плоскость. Также в БО прибора 348К применена специальная система — канал геометрического эталона (КГЭ). Этот канал является нерасстраиваемой оптической системой, состоящей из осветителя (светодиодов) и оптического элемента (пластина-призма) и формирует на фотоприёмной матрице БО шесть изображений. При изменении температуры прибора или в результате механических воздействий положение КГЭ в приборной системе координат (определяемой посадочной плоскостью) остаётся неизменным. Изменение положения изображений КГЭ на ФПМ указывает, в таком случае, на изменение положения самой ФПМ — её возможный сдвиг поперёк поля зрения, угловое перемещение и изменение фокусного расстояния объектива. Таким образом, реализуется автономная оценка и компенсация систематических погрешностей определения ориентации, вызванная термомеханическими воздействиями. Система КГЭ применяется и в других приборах ОАО «НПП «Геофизика-Космос» и защищена двумя патентами.

Масса БО составляет 1,2 кг, включая светозащитную бленду с углом защиты 40° от Солнца и 34° от Земли. Имеются также бленды с углами защиты от Солнца 30° (24° от Земли) и 25° (21° от Земли).

При напряжении питания 27 В потребляемая мощность БО без ТЭМО (термоэлектронный охладитель) 3 Вт (температура посадочной плоскости от -40 до $+5$ °С). Потребляемая мощность с включённым ТЭМО менее 5,5 Вт (температура посадочной плоскости от $+5$ до $+50$ °С).

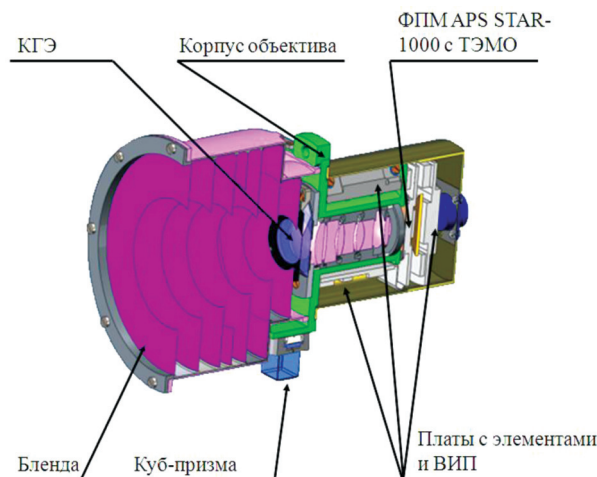


Рис. 1. Блок оптический прибора 348К в разрезе

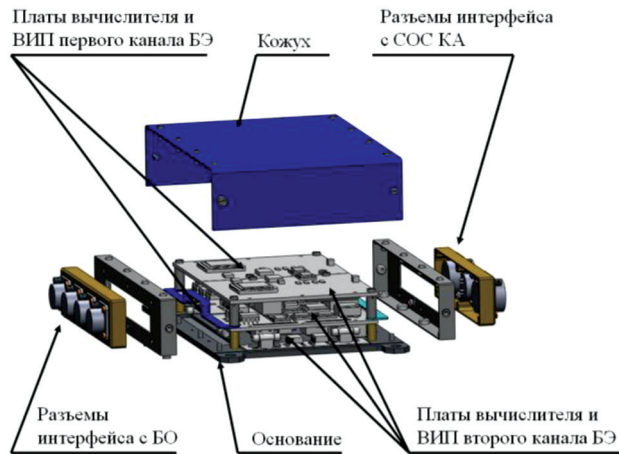


Рис. 2. Резервированный электронный блок прибора 348К

2. КОНСТРУКЦИЯ ЭЛЕКТРОННОГО БЛОКА ЗВЁЗДНОГО ДАТЧИКА 348К

Блок электронный состоит из двух независимых одинаковых вычислительных устройств. К БЭ может быть подключено до четырёх БО. Длина кабелей между БЭ и БО до 10 м, БЭ имеет дублированный интерфейс обмена с СОС КА MIL STD 1553В (ГОСТ Р52070-2003). На рис. 2 приведена трёхмерная модель БЭ в разборе.

Масса резервированного БЭ составляет 1,0 кг. Потребляемая мощность БЭ 1,5 Вт (27 В). Допустимая температура посадочной плоскости от -40 до $+50$ °С, задаётся гарантированной температурой основания.

3. ОСНОВНЫЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЗВЁЗДНОГО ДАТЧИКА 348К

Состав поставки:

- 4 БО + резервированный БЭ (базовый вариант);
- 3 варианта КПА;
- Набор светозащитных бленд: 25, 30, 40°.

Габариты и масса:

- БО с блендой 40°: $\varnothing 132 \times 210$ мм, 1,2 кг;
- Резервированный БЭ: $166 \times 94 \times 37$ мм, 1,0 кг.

Длина кабелей БО-БЭ:

- 10 м (базовый вариант).

Частота обновления информации:

- 5 Гц.

Погрешность по трём осям (при активных двух БО с углом между визирными линиями $\sim 90^\circ$):

- 15 угл. с (максимальная);
- 3 угл. с (1σ случайная).

Предельная угловая скорость с сохранением точности и вероятности распознавания:

- для 1 БО 0,2 град/с;
- для 2–4 БО — больше (зависит от взаимного расположения).

Потребляемая мощность (27 В):

- 1 БО: 3,0 Вт (ТЭМО выключен);
5,5 Вт (ТЭМО включён);
- БЭ: 1,5 Вт.

Ресурс:

- 150 000 ч для варианта 4 БО + резервированный БЭ.

Температурный диапазон.

- –40...50 °С (задаётся температурой посадочной плоскости).

Интерфейсы

- БЭ — БЦВК: MIL STD 1553В (ГОСТ Р52070-2003);
- БО — БЭ: RS-485.

Помехозащищённость и некоторые особенности:

- БЭ автономно управляет включением-выключением БО и осуществляет контроль данных от БО;
- 2 постоянно работающих БО, остальные в холодном резерве;
- Луна в поле зрения БО не влияет на функционирование;
- Специальные алгоритмы для парирования помех (протоны, частицы, звёздopodobные объекты, дефектные пиксели и др.);
- Только радиационно стойкие электронные компоненты.

4. НАЗЕМНАЯ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ОТРАБОТКА

Все работы по подтверждению характеристик прибора можно условно разделить на две части — проверки, которым подвергается каждый изготавливаемый прибор, и расширенный набор проверок, которым подвергается первый образец серии или образец для предварительных испытаний.

К основным проверкам каждого прибора относятся следующие виды испытаний:

- проверки точности и чувствительности:
 - при неподвижном основании,
 - при подвижном основании (до 0,2 град/с),
 - в условиях вакуума и температур от –40 до +50 °С;
- проверка времени распознавания;
- проверка слежения — 4 ч;
- механические испытания:
 - термовиброциклирование,
 - широкополосная случайная вибрация,
 - синусоидальная вибрация;
- наработка:
 - 200 ч в условиях термоциклов,
 - 100 ч в условиях вакуума и термоциклов,
- проверки функционирования в условиях помех по цепям питания;
- проверки уровня помех, создаваемых прибором;
- проверка светонепроницаемости конструкции.

В ходе наземной экспериментальной отработки был также проведён расширенный набор испытаний, включавший:

- проверки программно-алгоритмического обеспечения:
 - длительные проверки слежения — до 50 ч подряд,
 - проверки функционирования при угловых скоростях и ускорениях, превышающих требования ТЗ,
 - проверки функционирования и на отсутствие сбоев обмена в условиях термоциклов;
- механические испытания в расширенном объёме:
 - удар,
 - широкополосная случайная вибрация с повышенным уровнем воздействий,
 - синусоидальная вибрация,
 - транспортировочная тряска;
- ускоренные ресурсные испытания;
- проверки на воздействие электростатического разряда;
- проверки на электромагнитную совместимость;
- проверки на воздействие синфазных помех (совместно с разработчиком КА);
- проверки на влияние постоянного магнитного поля (совместно с разработчиком КА);
- натурные испытания:
 - испытания при неподвижном основании,
 - испытания на подвижном основании, в том числе при угловых скоростях, превышающих требования ТЗ,
 - подтверждение отсутствия влияния Луны в поле зрения на характеристики распознавания и слежения;
- проверки на боковую засветку в условиях вакуума с полноценным имитатором Солнца,
- испытания на воздействие протонов с энергиями от 50 до 200 МэВ.

Вся программа НЭО была успешно выполнена, результаты испытаний положительные. По результатам был выпущен итоговый отчёт о НЭО. Далее остановимся на результатах наиболее интересных проверок.

4.1. Особенности точностных испытаний

Для проведения паспортизации систематических погрешностей определения ориентации и для проверки точностных характеристик был разработан специальный высокоточный оптико-механический стенд. В состав стенда входит гранитное развязанное основание, на котором установлены высокоточный имитатор звезды и специальная призмная система, разделяющая световой пучок от имитатора звезды на пять треков. Взаимное угловое расстояние между имитируемыми звёздами аттестуется с помощью гониометра с погрешностью менее 1 угл. с. Имеется также возможность разворота призмной системы вокруг оси, параллельной визирной линии имитатора, на произвольный угол с точностью ~ 1 угл. с. Таким образом, в поле зрения БО формируется группа звёзд.

Блок оптический прибора 348К устанавливается на высокостабильное посадочное место, закреплённое на высокоточном поворотном столе с электроприводом. Стенд оснащён системой из трёх автоколлиматоров для взаимной привязки систем координат БО и стенда (связанной с визирной линией имитатора и осью вращения поворотного стола).

Температура помещения, в котором находится стенд, поддерживается в диапазоне 20 ± 2 °С. Класс чистоты помещения 3-й (количество пылинок в 1 м^3 не более 1000)

Главная особенность методики подтверждения точностных характеристик заключается в проверке максимальных суммарных погрешностей определения ориентации системы координат БО в системе координат стенда (имитируемой геоцентрической системе координат). Такой подход реализует проверку абсолютных погрешностей, а не отдельных их составляющих, как например погрешность определения координат одиночной звезды или оценки случайной составляющей погрешности определения ориентации.

При испытаниях прибора 348К впервые была внедрена проверка погрешностей в условиях подвижного основания. В этом случае производится программный разворот БО с угловой скоростью 0,2 град/с и фиксируются кватернион ориентации, выдаваемый БО, а также показания датчика угла разворота поворотного стола. На основе этих данных проводится расчёт погрешностей определения ориентации на каждом такте получения информации. Одна контрольная задача выполняется ~ 50 с, разворот составляет не более 10° , так как при дальнейшем развороте поворотного стола звёзды покинут поле зрения и слежение прекратится.

Величины суммарных погрешностей стенда удобнее всего выразить как максимальную ошибку в знании положения системы координат БО в системе координат стенда. С учётом инструментальных и методических погрешностей такие оценки составляют порядка 2...3 угл.с при неподвижном основании и 5...6 угл.с в условиях динамики.

4.2. Результаты испытаний на воздействие протонов

Испытания проводились с целью количественной и качественной оценки влияния падающих протонов на изображение с ФПМ APS STAR-1000 в составе БО прибора 348К. Причём оценка проводилась по двум критериям: первый — оценка количества помеховых изображений от падающих на ФПМ протонов и проверка методов парирования их влияния; второй — оценка количества устойчивых дефектных пикселей ФПМ, вызываемых протонами, на конец срока жизни прибора.

На рис. 3 показан БО прибора 348К в ходе испытаний на протонном ускорителе Государственного научного центра Института теоретической и экспериментальной физики (ГНЦ ИТЭФ) (Москва).

Испытания проводились для случая воздействия протонов с энергиями 50, 100 и 200 МэВ под различными углами падения на ФПМ. По результатам исследования характера изображений от падающих на ФПМ протонов были доработаны алгоритмы парирования влияния протонов при поиске звёзд, распознавании и слежении за ними.

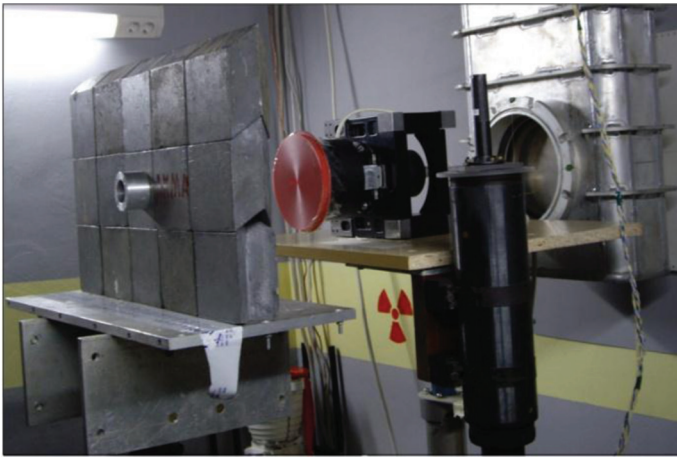


Рис. 3. Блок оптический прибора 348К при испытаниях на протонном ускорителе

По результатам анализа возникающих устойчивых дефектных пикселей на ФМП было определено, что наибольший прирост дефектов возникает при энергии 200 МэВ. Дальнейшие испытания по набору суммарного флюенса протонов проводились на энергии 200 МэВ. За время проведения испытательного БО набрал суммарный флюенс $1,43 \cdot 10^{10}$ протон/см². С использованием специальных методик пересчёта и математического моделирования было оценено, что количество образовавшихся дефектных пикселей к концу срока активного существования на геостационарной орбите не повлияет на характеристики распознавания и слежения.

4.3. Результаты натурных испытаний

Задачей натурных испытаний, прежде всего, стало подтверждение работоспособности прибора по реальным звёздам, подтверждение правильности выбранных алгоритмических решений, а также методов обеспечения точности и чувствительности.

На рис. 4 приведены оценки случайных составляющих погрешностей определения ориентации одним БО и двумя БО за 15 мин работы.

Как видно на рисунке, по показаниям двух БО прибор 348К проводит расчёт равноточной ориентации, а СКО погрешностей составляют менее 3 угл. с по всем трём осям.

В ходе натурных испытаний были проведены измерения времени построения начальной ориентации, причём началом отсчёта времени являлся момент подачи питания на БЭ. Таким образом, время построения начальной ориентации включает время:

- инициализации, конфигурирования и самопроверки БЭ;
- последовательного включения БО;
- инициализации, конфигурирования и самопроверки БО;
- проведения калибровки БО по КГЭ;
- поиска и селекции световых источников;
- распознавания звёзд и расчёта кватерниона ориентации.

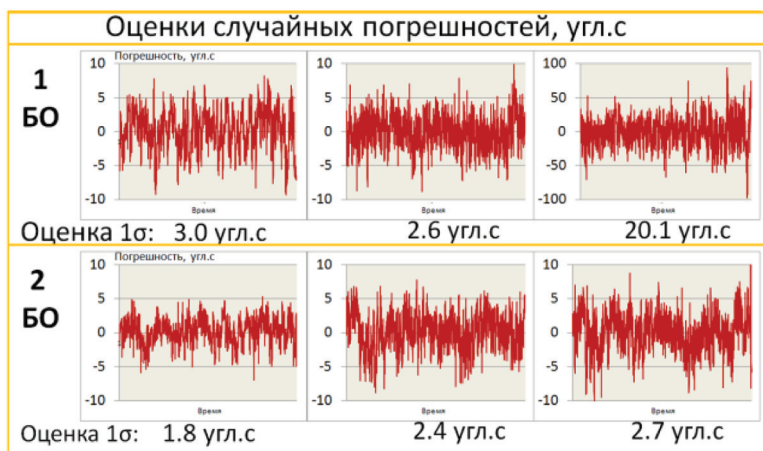


Рис. 4. Оценки случайных погрешностей определения ориентации

Всего было проведено 30 замеров (при различных ориентациях БО, направлениях вращения и угловых скоростях), причём 10 замеров были проведены при наличии Луны в поле зрения БО. Результаты приведены ниже.

Время построения начальной ориентации

$ \omega = 15 \text{ угл. с/с}$	
Среднее	8,6 с
Максимальное	11,2 с
Минимальное	7,8 с
$ \omega = 0,215 \text{ град/с}$	
Среднее	9,4 с
Максимальное	14,5 с
Минимальное	7,8 с

Отметим, что температура посадочной плоскости во время проведения испытаний составляла около +5 °С. В реальных условиях эксплуатации ко времени построения начальной ориентации может добавиться время охлаждения ФПМ (не более 60 с при температуре посадочной плоскости 50 °С).

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Все испытания из состава наземной экспериментальной отработки были успешно проведены на специально изготовленном образце прибора 348К. В ходе такой отработки были подтверждены все требования технического задания на прибор, отработаны методики наземной отработки, а также была откорректирована документация. После проведения наземных испытаний первого штатного прибора 348К в составе КА было получено заключение о допуске к лётным испытаниям, начало которых предполагалось в 2014 г.

MULTI-HEADED STAR TRACKER 348K. FINAL IN-EARTH VALIDATION RESULTS

A. Yu. Karelin, Yu. N. Zybin, V. O. Knyazev, A. A. Pozdniakov

Joint Stock Company Scientific and Production Enterprise “Geofizika-Cosmos”
(JSC “SPE “Geofizika-Cosmos”)

This paper is about multi-headed star tracker 348K, which was developed by JSC “SPE “Geofizika-Kosmos” in 2013. Concept, design and key features are described. Also test program during the manufacturing and in-Earth validation as well as some tests details are presented.

Keywords: star tracker, in-Earth validation, accuracy tests, protons, real sky tests.

Karelin Andrey Yurievich — designer directions, 1102@geocos.su

Zybin Yuriy Nikolaevich — main specialist, PhD, 1102@geocos.su

Knyazev Vladimir Olegovich — deputy head of department, e-mail: 1102@geocos.ru

Pozdniakov Alexey Andreevich — leading engineer, e-mail: 1102@geocos.ru

ОБЕСПЕЧЕНИЕ СБОЕУСТОЙЧИВОСТИ ПРИБОРОВ ЗВЁЗДНОЙ ОРИЕНТАЦИИ, ПОСТРОЕННЫХ НА СБОЕНЕУСТОЙЧИВОЙ ЭЛЕМЕНТНОЙ БАЗЕ

*В. И. Федосеев¹, В. В. Куняев¹, А. Н. Исаков¹, Л. М. Юдина¹, В. О. Князев¹,
А. А. Коптев¹, Г. П. Титов², О. В. Шевляков², С. В. Латынцев²*

¹ Открытое акционерное общество Научно-производственное предприятие «Геофизика-Космос» (ОАО «НПП «Геофизика-Космос»)

² Открытое акционерное общество «Информационные спутниковые системы имени академика М. Ф. Решетнёва» (ОАО «ИСС»)

Излагаются основные результаты работ по обеспечению устойчивости к сбоям приборов звёздной ориентации космических аппаратов (КА), построенных на элементной базе, подверженной сбоям. Рассматриваются особенности проявления сбоев в звёздных приборах, способы их парирования, результаты оценки эффективности этих способов. Приводятся результаты оценок параметров сбоеустойчивости некоторых типов приборов, полученные как из литературных данных, так и на основе обработки данных лётных испытаний.

Ключевые слова: прибор звёздной ориентации КА, сбоеустойчивость, результаты лётных испытаний.

ВВЕДЕНИЕ

В 2000-х гг. разработчики отечественных приборов ориентации космических аппаратов (КА) по звёздам из-за отсутствия сбоеустойчивой элементной базы были вынуждены проектировать аппаратуру с использованием элементов, подверженных сбоям при воздействии факторов космического пространства. В процессе этих разработок выработан комплекс мер по парированию сбоев, который, с одной стороны, приводил к функциональному, схемотехническому, конструктивному усложнению аппаратуры, но, с другой, — позволял обеспечить её работоспособность. Накоплен определённый опыт по способам парирования сбоев, аппаратурной реализации этих способов, методам испытаний и контроля сбоеустойчивости. Целый ряд технических решений, выработанных в то время для борьбы со сбоями, остаётся востребованным и сегодня, когда острота ситуации со сбоеустойчивой элементной базой начинает спадать. Это связано с тем, что, во-первых, в современной сбоеустойчивой элементной базе далеко не все виды сбоев исключаются, и, во-вторых,

Федосеев Виктор Иванович — заместитель главного конструктора направления, доктор технических наук, Fedoseev_V@geocos.ru

Куняев Владимир Васильевич — главный специалист, 1102@geocos.ru

Исаков Александр Николаевич — заместитель главного конструктора направления, isakov.alexander@gmail.com

Юдина Лариса Михайловна — начальник отдела, 1102@geocos.ru

Князев Владимир Олегович — заместитель начальника отдела, 1102@geocos.ru

Коптев Александр Афанасьевич — главный специалист, 5002@geocos.ru

Титов Геннадий Павлович — главный специалист, titov@iss-reshetnev.ru

Шевляков Олег Викторович — начальник сектора, эл. почта shevlyakov@iss-reshetnev.ru

Латынцев Сергей Валерьевич — инженер, lsv@iss-reshetnev.ru

те сбои, которые практически исключаются для подавляющего большинства случаев использования аппаратуры, в каких-то экстремальных ситуациях (например, при мощных солнечных вспышках) могут иметь место.

В настоящем материале излагаются основные результаты работ, выполненных специалистами ОАО «НПП «Геофизика-Космос» и ОАО «ИСС» по обеспечению сбоеустойчивости отечественных приборов звёздной ориентации КА.

1. ОСОБЕННОСТИ СБОЕВ В КОМПЛЕКТУЮЩИХ ЭЛЕМЕНТАХ ПРИБОРОВ ЗВЁЗДНОЙ ОРИЕНТАЦИИ

Согласно ГОСТ 27.002-89 сбой трактуется как «самоустраняющийся отказ или однократный отказ, устраняемый незначительным вмешательством оператора». Тем самым указанным стандартом допускается внешнее вмешательство в работу аппаратуры для устранения сбоя. Особенности проявления сбоев в звёздных приборах и способов их парирования («способов вмешательства оператора») во многом связаны с функциональными особенностями составляющих их узлов.

Типовая структурно-функциональная схема современного прибора ориентации КА по звёздам (см. рисунок) содержит четыре основных функциональных узла:

- оптическую систему (ОС);
- матричный фотоприёмник (МФП);
- узел управления фотоприёмником и предварительной обработки его сигналов (УУПО);
- вычислительное устройство (ВУ), осуществляющее программную обработку информации.

Оптическая система считается не подверженной сбоям, хотя в случае её некорректного проектирования могут создаваться условия для возникновения сбоев в других узлах.

Наличие такого функционального узла как высокочувствительный матричный фотоприёмник становится отличительной особенностью звёздных приборов по сравнению с другой электронной аппаратурой. В качестве такого фотоприёмника сегодня используются приёмные матрицы либо на основе приборов с зарядовой связью (ПЗС), либо на основе активных пикселей (APS — active pixel sensor). Такие фотоприёмники реагируют на воздействие заряженных частиц космического пространства (протонов, тяжёлых заряженных частиц — ТЗЧ) специфически по сравнению с другими ЭРИ (электро-радиоизделия), входящими в УУПО и ВУ. Эта специфика выражается прежде всего в том, что частота их проявления велика — они регистрируются практически в каждом кадре съёма информации с приёмной матрицы. В отличие от этого сбои, порождаемые ЭРИ других узлов (УУПО и ВУ), проявляются во много раз реже, среднее время их проявления — часы, сутки, месяцы и более.

Поэтому для звёздных приборов естественным образом выделяются две группы сбоев, вызванных влиянием факторов космического пространства, — сбои, связанные с реакцией фотоприёмных матриц, и сбои, порождаемые реакцией других ЭРИ.



Структурно-функциональная схема звёздного прибора

Сбои, связанные с реакцией фотоприёмных матриц, проявляются двояко. Первый вид реакции на заряженные частицы подобен реакции на воздействие квантов света — генерируется некоторый электрический сигнал, в данном случае — ложный. Результаты испытаний и расчётные оценки показывают, что при той плотности протонного излучения, которая существует на орбитах, с заметной вероятностью на каждый отдельный пиксел за время экспозиции кадра может попасть только один протон, а на всей матрице может быть зарегистрировано за это время от нескольких единиц до нескольких сотен ложных сигналов. Такой ложный сигнал в пикселе будет генерироваться в том кадре, во время экспозиции которого произошло попадание протона в данный пиксел, в следующем кадре генерация ложного сигнала в этом пикселе практически не вероятна. Такого рода ложные сигналы иногда называют кратковременными дефектами изображения (КДИ), под дефектом изображения понимается тот пиксел, в котором ложный сигнал превысил некоторый порог. Поскольку заряженные частицы (в частности, протоны) воздействуют на фотоприёмник во время работы на орбите постоянно, то КДИ возникают также постоянно в каждом кадре, но в разных пикселях.

Второй вид реакции фотоприёмной матрицы на заряженные частицы состоит в том, что для некоторых пикселов ложный сигнал, возникший в первом экспонируемом кадре, сохраняется на длительное время (недели, месяцы и более). Это так называемые устойчивые дефекты изображения (УДИ). Динамика поведения таких ложных сигналов во времени слабо изучена, поскольку для таких исследований требуется длительное время облучать фотоприёмник и регистрировать его сигналы. Экспериментально установлены два факта, которые важны для выработки мер по парированию таких УДИ [Федосеев и др., 2013].

Первый факт — сильная зависимость амплитуды ложных сигналов и, соответственно, количества пикселов, в которых ложный сигнал превышает порог (т.е. количества УДИ), от температуры. Типичная зависимость, полученная при испытаниях уже облучённых образцов, такова: если при температуре 20 °С имеется 500 УДИ, то при 40 °С — 1500, а при 0 °С — несколько единиц УДИ.

Второй факт — наличие эффекта «насыщения» при наборе дозы протонов. Суть этого эффекта состоит в следующем. При малых плотностях воздействующего излучения, соответствующих реальным значениям плотности протонов на околоземных орбитах (порядка $10^3 \dots 10^4$ протон/см²·с), в начале воздействия количество УДИ возрастает со временем линейно, затем рост замедляется и в конце концов стабилизируется на некотором уровне, фиксированном для данной плотности. Если плотность излучения увеличить, то количество УДИ опять начнёт возрастать и застabilизируется на новом, более высоком уровне. Такое поведение количества УДИ свидетельствует о том, что при воздействии протонов на фотоприёмник происходят два процесса:

постоянно идёт генерация новых УДИ и одновременно происходит «рассасывание» ранее образовавшихся. Но в то же время отмечено, что после прекращения облучения количество уже набранных УДИ сохраняется в течение многих месяцев. Это означает, что «рассасывание» УДИ происходит только под воздействием облучения. Процесс установления уровня «насыщения» количества УДИ, как показывает практика, длится от нескольких суток до нескольких недель в зависимости от плотности потока протонов на орбите. Мешающее воздействие УДИ на работу прибора проявляется сразу же после их возникновения.

Сбои в звёздных приборах, которые порождаются ЭРИ, относящимися к узлам УУПО и ВУ, проявляются так же, как в другой электронной аппаратуре. Их исследованию посвящена обширная литература (например, [Чумаков, 2004]), методические вопросы оценки сбоеустойчивости и подробная классификация изложены в документе [РД 134-0139-2005, 2005]. С точки зрения характера проявления сбоев этой группы, влияния на работу аппаратуры и способов парирования их удобно разделить на четыре типа:

- 1) обратимые сбои в функциональных узлах без памяти;
- 2) обратимые сбои в функциональных узлах с памятью;
- 3) сбои типа «защёлка» (тиристорный эффект);
- 4) искажения информации в ППЗУ (программируемые ПЗУ).

Обратимые сбои в функциональных узлах без памяти проявляются в виде одиночных ложных импульсных сигналов, возникающих во внутренних электрических цепях прибора. Качественно они не отличаются от помех, возникающих во внутренних электрических цепях при воздействии на прибор электромагнитных или электрических помех по внешним цепям. Отличия могут быть в параметрах — в спектре, амплитуде и др. Поэтому способы парирования таких помех должны быть аналогичными — дополнительная фильтрация в соответствующих цепях или в алгоритмах, выполняемых программно.

Обратимые сбои в функциональных узлах с памятью также проявляются в виде ложных электрических сигналов, но местом их возникновения могут быть сами элементы памяти и проявляться они могут в виде искажения информации (внутренней или выдаваемой во вне или той и другой) в течение ощутимого времени — до очередной перезаписи информации в этом элементе. Типичный пример — сбой в ОЗУ (оперативное запоминающееся устройство). Способы парирования таких сбоев прежде всего алгоритмические. Необходимо строить, как правило, такие алгоритмы обработки информации, в которых искажение одного числа в процессе обработки не влияло бы (или мало влияло) на результат. Если в каких-то случаях этого сделать невозможно, то должны устраиваться процедуры переспроса, квитирования и т. п. способы повышения помехоустойчивости. К такого рода способам относятся и использование механизма сторожевого таймера.

Сбоям типа «защёлка» (или тиристорный эффект) подвержены некоторые типы ИМС (интегральная микросхема) [Чумаков, 2004]. Проявление этого типа сбоев двойное — нарушение функционирования ИМС (полное или частичное) и увеличение потребляемого тока. Если увеличение потребляемого тока происходит выше предельно допустимого для данной ИМС, то за этим следует её катастрофический отказ. Если увеличение тока невелико, то пребывание в состоянии «защёлки» продолжается сколь угодно долго до сня-

тия напряжения питания; при повторной подаче напряжения питания работоспособность восстанавливается. Величина тока, протекающего через ИМС в состоянии «зашёлки», связана с параметрами локальных зон, в которых возникает этот эффект и которые определяются конструкцией кристалла. В каждой из таких зон при возникновении «зашёлки» увеличение тока происходит до разных значений. Для ИМС большой степени интеграции количество таких зон может быть достаточно большим. Способ парирования сбоев типа «зашёлка» — оперативная их идентификация, снятие напряжения питания с соответствующей ИМС или с аппаратуры в целом и последующая повторная подача.

Искажению записанной информации при воздействии заряженных частиц подвержены некоторые типы ППЗУ, в частности ППЗУ типа флэш. При этом, по данным разных источников, устойчивость к искажению информации при отключённом напряжении питания выше, чем при включённом. В режиме записи устойчивость к искажениям снижается по сравнению с режимом хранения.

В табл. 1 приведена обобщающая информация по сбоям в ЭРИ. Сбои, связанные с матричными фотоприёмниками, проявляются достаточно быстро, поэтому их исследование как при наземных испытаниях, так и в полёте на орбите не требует большого времени. Сбои в ЭРИ общего применения — редкие события, для их наблюдения и изучения необходима регистрация результатов работы прибора в течение длительного времени (недели, месяцы и более). В этом состоит основная трудность в исследовании таких сбоев и выработке мер по их парированию.

Таблица 1. Виды сбоев в элементной базе звёздных приборов при воздействии заряженных частиц

Виды сбоев	Характерный период времени, на котором сбой проявляется
1. Сбои матричных приёмников	
1.1. Кратковременные (однокадровые) дефекты изображения (КДИ)	Время одного кадра
1.2. Устойчивые дефекты изображения (УДИ)	От нескольких минут до нескольких часов
2. Сбои в ЭРИ общего применения	
2.1. Обратимые сбой не запоминаемые	Несколько часов и более
2.2. Обратимые сбой запоминаемые (типа «сбой ОЗУ»)	Несколько суток и более
2.3. Сбой типа «тиристорный эффект»	Несколько суток и более
2.4. Сбои, порождаемые искажением информации в ячейках ППЗУ	1,5–2 года и более

2. СПОСОБЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ УСТОЙЧИВОСТИ К СБОЯМ В ПРИБОРАХ ЗВЁЗДНОЙ ОРИЕНТАЦИИ

Приведённое выше краткое описание различных видов сбоев, характерных для комплектующих элементов звёздных приборов, свидетельствует о том, что при проектировании должны предусматриваться специальные меры

по максимальному уменьшению влияния этих сбоев на работу приборов. Такое влияние может приводить к следующим аномальным ситуациям:

- 1) катастрофическому отказу прибора;
- 2) отказу прибора с возможностью его восстановления в полёте (ремонта путём перезаписи ППЗУ);
- 3) перерыву в выдаче информации об ориентации;
- 4) выдаче прибором ложной информации об ориентации.

Ситуации по п. 1 и 4 необходимо признать неприемлемыми и они должны быть с высокой вероятностью исключены принятием соответствующих мер. В ситуациях по п. 2 и 3 всё зависит от количественных показателей, характеризующих эти ситуации. К таким показателям отнесём следующие параметры:

- среднее время безремонтной работы (как часто придётся ремонтировать приборы в полёте?);
- среднее время бессбойной работы (как часто будут случаться перерывы в выдаче информации?);
- время восстановления работоспособности при сбое (насколько перерывы в работе будут длительными?).

Эти параметры назовём показателями сбоеустойчивости.

Перед проектировщиками звёздных приборов задача ставится так: заложить в прибор такие технические решения, которые при наличии сбоев в комплектующих элементах обеспечили бы приемлемые показатели сбоеустойчивости. Эта задача не простая, но, на наш взгляд решаемая, несмотря на то, что некоторыми авторами наличие сбоев признаётся неотъемлемым свойством звёздных приборов [Морозова и др., 2013].

Устойчивость к сбоям, порождаемым ложными сигналами фотоприёмной матрицы типа КДИ, обеспечивается применением специальных алгоритмов селекции. Принцип селекции здесь основан на том, что ложные сигналы типа КДИ в поражённых пикселях возникают только в одном кадре, а сигналы от звёзд присутствуют в нескольких кадрах. В алгоритме селекции предусматривается накопление сигналов за несколько кадров и последующий анализ результатов. Накопление может быть в виде простого линейного интегрирования, либо логического накопления по принципу « m из n », либо какого-то другого типа, который должен быть сопряжён с алгоритмом обнаружения. Практический вариант такого алгоритма селекции может выглядеть следующим образом. Последовательно в трёх кадрах регистрируются номера пикселей, для которых в процессе поиска алгоритм обнаружения подтверждает превышение порога обнаружения. Затем сопоставляются номера пикселей из разных кадров, в которых подтверждено обнаружение. Те пиксели, в которых обнаружение имеет место не менее двух раз (критерий «два из трёх»), считаются содержащими изображения звёзд, остальные отбраковываются. Алгоритм селекции такого рода помех во многом аналогичен алгоритму двухэтапного поиска, распространённому в оптико-электронных системах различного назначения, в том числе и в звёздных приборах [Федосеев, 2011], он обеспечивает, кроме селекции помех типа КДИ, улучшение характеристик обнаружения звёзд по сравнению с однокадровым обнаружением.

Парирование сбоев, порождаемых устойчивыми дефектами фотоприёмной матрицы (типа УДИ), обеспечивается сложнее. Принцип селекции ложных сигналов от таких дефектов основан на том, что здесь поражённые пиксели в течение многих кадров — одни и те же. Вводится специальный режим калибровки дефектных пикселей, при котором все существующие на данный момент дефектные пиксели регистрируются, их номера запоминаются в виде списка УДИ. Далее при работе по звёздам сигналы с таких пикселей либо просто блокируются, либо вычисляются путём интерполяции сигналов соседних пикселей. Такая калибровка производится периодически, период проведения калибровки выбирается так, чтобы за время между двумя сеансами калибровки число вновь образовавшихся УДИ было невелико. При этом различается режим начальной калибровки, который осуществляется сразу после включения прибора, и режим калибровки в процессе слежения за звёздами.

В режиме начальной калибровки координаты звёзд в поле зрения не известны, поэтому их изображения могут быть приняты за УДИ. Избежать этого можно двумя способами. Первый способ — при начальной калибровке ввести дополнительную селекцию УДИ по одному из признаков, отличающих их от изображения звёзд (например, по форме распределения энергии в изображении). Для этого требуется иметь определённый запас по отношению сигнал/шум и дополнительно нормировать параметры формы изображения. Второй способ — зарегистрировать изображения звёзд в момент калибровки как УДИ, подождать, пока эти изображения сместятся на матрице в процессе углового перемещения КА, после чего можно подавать команду на поиск звёзд для ориентации. В этом случае время задержки в подаче команды на поиск будет зависеть от угловой скорости вращения КА.

При калибровке в процессе слежения координаты отслеживаемых звёзд известны, поэтому пиксели, покрытые изображением звёзд и непосредственно примыкающие к ним, в калибровке не участвуют. Поскольку количество таких пикселей составляет малую долю от общего количества (доли процента), то даже если среди них окажется дефектный пиксел, который не будет зарегистрирован в качестве такового, это не окажет существенного влияния на работу прибора. Подавляющее большинство пикселей при калибровке в процессе слежения периодически проверяются на наличие в них УДИ, производится обновление списка и последующий учёт при работе по звёздам. Сеанс калибровки в процессе слежения реализуется параллельно с отслеживанием звёзд и вычислением углов ориентации, поэтому не вызывает перерывов в выдаче информации.

Эффективным способом парирования УДИ является понижение температуры фотоприёмной матрицы за счёт использования холодильника Пельтье.

Обратимые сбои хотя и не приводят к катастрофическим отказам приборов, но зачастую могут вызывать перерывы в выдаче информации или даже формирование ложной информации. Чтобы свести влияние таких сбоев к минимуму, необходимо при разработке алгоритмов и программ стремиться придерживаться следующих рекомендаций:

- 1) при программной реализации функций, соответствующих периодическим процессам, в виде программных циклов необходимо отдавать предпочтение таким алгоритмам, в которых искажение информации

- в одном из циклов приводит к небольшому искажению результата, так чтобы в следующих циклах произошло самовосстановление искажённой информации;
- 2) при передаче и приёме одноразового сигнала необходимо предусматривать процедуры подтверждения, квитирования и т. п.;
 - 3) при запоминании одноразового сигнала должны предусматриваться процедуры и средства восстановления сигнала в случае его искажения (резервирование ячеек памяти, самокорректирующие коды и т. п.);
 - 4) целесообразно задействовать механизм сторожевого таймера, который мог бы при неисполнении требуемой ветви программы вернуть процесс к исходному состоянию и запустить его заново.

Перечисленные меры усложняют программирование и требуют дополнительных вычислительных ресурсов, но это является платой за обеспечение бессбойной работы.

Сбои типа «защёлка» парируются только отключением напряжения питания с той ИМС, того узла или прибора, в которых этот сбой возник. Признаками возникновения эффекта «защёлки», свидетельствующими о необходимости отключения питания, могут быть нарушение функционирования и/или увеличение потребляемого тока. Как уже отмечалось в предыдущем разделе, в ряде случаев проявления «защёлки» увеличение потребляемого тока может быть небольшим и трудно идентифицируемым, но возникает оно практически мгновенно после соответствующего воздействия. Нарушение функционирования ИМС возникает тоже практически мгновенно, однако проявление этого в виде нарушения функционирования прибора может наступить с той или иной задержкой, зависящей от тех функций, которые исполняются подвергшейся воздействию ИМС. Поэтому в качестве признака для отключения питания целесообразно использовать оба проявления эффекта «защёлки» — увеличение потребляемого тока и нарушение функционирования. Как скажется нарушение функционирования той или иной ИМС на функционировании всего прибора, предсказать практически невозможно, поэтому необходимо проводить специальные испытания для выработки информационных критериев такого нарушения. Такие испытания могут быть наземными или лётными, в обоих случаях они достаточно трудоёмки.

Парирование сбоев типа «защёлка» достигается только выключением и повторным включением прибора, что, естественно, ведёт к перерыву в выдаче информации об ориентации. Поэтому для сокращения длительности такого перерыва необходимо, чтобы исполнение всех функций в приборе, сопутствующих включению и началу работы (тестирование, внутренние калибровки, поиск и распознавание звёзд и т. п.), происходило как можно быстрее.

Как уже отмечалось выше, в некоторых типах ППЗУ при воздействии заряженных частиц возможно искажение информации. Этому подвержены флэш-ППЗУ, являющиеся по сравнению с другими типами ППЗУ наиболее компактными на сегодняшний день. В случае их применения в приборе необходимо предусматривать режим перезаписи ППЗУ в полёте. Это позволит в случае возникновения такого рода сбоя восстановить утраченную информацию. Учитывая, что устойчивость к искажениям в режиме записи значительно ниже, чем в режиме хранения, перезапись ППЗУ нежелательно проводить

при сложной радиационной обстановке на орбите (например, при солнечных вспышках).

Описанные выше способы парирования сбоев представлены в табл. 2.

Таблица 2. Способы парирования сбоев

Вид сбоя	Способы парирования
КДИ	Алгоритмические: накопление сигнала по нескольким кадрам, фильтрация
УДИ	Алгоритмические: периодическое проведение калибровок УДИ и их компенсация
Обратимые не запоминаемые	Использование аппаратных и программных фильтров
Обратимые запоминаемые	Программно-алгоритмические: использование алгоритмов, малочувствительных к одиночным ошибкам, информационное резервирование
Тиристорный эффект	Автоматическая идентификация и переключение аппаратуры, токовая защита
Искажения информации в ППЗУ	Идентификация искажения, перезапись ППЗУ в полёте (ремонт)

Как следует из приведённого описания способов парирования сбоев, успешное их использование достигается в каких-то случаях автономными средствами самих приборов (парирование КДИ, УДИ, обратимых сбоев), в других случаях — совместными мерами, реализуемыми как в приборах, так и в БЦВМ (бортовая цифровая вычислительная машина) системы ориентации (борьба с «зашёлками»), а при искажении информации в ППЗУ приборов требуется проводить перезапись программы с учётом анализа телеметрической информации и наземной подготовки файлов для перезаписи. Порядок такой перезаписи указывается в эксплуатационной документации прибора.

3. ПАРАМЕТРЫ СБОЕУСТОЙЧИВОСТИ НЕКОТОРЫХ ТИПОВ ПРИБОРОВ

Параметры сбоеустойчивости сегодня не относятся к числу нормируемых параметров звёздных приборов, поэтому информация по ним весьма отрывочная и не полная, тем не менее она представляет интерес.

Прибор SED26 фирмы Sodern по данным работ [Minec-Dubé et al., 2006; Ouaknine et al., 2008] имеет следующие параметры сбоеустойчивости:

- расчётное значение средней частоты сбоев ОЗУ (обратимых сбоев) для низкой околоземной орбиты составляет 0,75 сбоев/сут; значение этой частоты, зарегистрированное при лётных испытаниях в течение ~320 сут, близко к расчётному;
- среднее время между срывами слежения при плотности потока протонов на орбите 24 000 протон/см²·с (это соответствует достаточно мощной солнечной вспышке на геостационарной орбите, около 5 % от плотности при большом солнечном событии) равно 13 ч;

- начальное обнаружение и захват звёзд происходит при плотности потока протонов до $2000 \text{ протон/см}^2 \cdot \text{с}$;
- время восстановления слежения после сбоя — 3 с (при плотности потока протонов до $3000 \text{ протон/см}^2 \cdot \text{с}$).

Для сопоставления отметим, что средняя плотность потока протонов с энергией $\geq 10 \text{ МэВ}$ на геостационарной орбите при отсутствии солнечных вспышек составляет $390 \text{ протон/см}^2 \cdot \text{с}$ [РД 134-0139-2005, 2005].

Прибор БОКЗ-М (ИКИ РАН) в составе системы ориентации КА разработки ОАО «Корпорация «ВНИИЭМ» («Научно-производственная корпорация «Космические системы мониторинга, информационно-управляющие и электромеханические комплексы» имени А. Г. Иосифьяна») [Морозова и др., 2012] управляется по специальному алгоритму, обеспечивающему непрерывное взаимодействие системы ориентации с двумя звёздными приборами и ДУС (датчик угловой скорости) без потери ориентации с временем восстановления поступления информации от звёздных приборов 270 с в случае их сбоев.

В ОАО «НПП «Геофизика-Космос» подобный подход к парированию сбоев был заложен ещё в 1980-е гг. [Федосеев, Колосов, 2007; Федосеев, Титов, 2008]. В то время главным фактором, порождающим сбой, были не заряженные частицы, а «светящиеся частицы» газопылевого окружения КА. Эти сбой не связаны с элементной базой, но способы их парирования демонстрируют общность с ситуацией сегодняшнего дня в подходе к решению проблем. В то время был разработан прибор ориентации по Полярной звезде 220К, в котором для парирования сбоев из-за «светящихся частиц» использовался следующий принцип. Прибор по ряду признаков распознавал ситуацию, когда «светящаяся частица» подходит близко к направлению на отслеживаемую звезду, и вырабатывал признак недостоверности информации. Система ориентации КА на это время прекращала использование информации звёздного прибора, управление КА осуществлялось только по информации гиродатчиков [Федосеев, Титов, 2008]. Длительность перерывов в выдаче информации звёздным прибором при сбое составляла 10...15 с, среднее время между сбоями — несколько суток. Этот прибор успешно использовался в 1980—1990-е гг. на многих КА серии «Космос» и типа «Экспресс-А».

Прибор 329К (ОАО «НПП «Геофизика-Космос») проектировался в 2000-е гг. на элементной базе, подверженной всему спектру сбоев, описанных в разд. 1. Поскольку количественные характеристики сбоеустойчивости применяемых ЭРИ не были известны, их пришлось определять в процессе лётных испытаний, с учётом этого дорабатывать алгоритмы парирования сбоев и корректировать программы, производя перезапись в полёте. Были реализованы описанные в разд. 2 способы обеспечения сбоеустойчивости. Для парирования сбоев типа «защёлка» по результатам обработки статистического материала выработаны информационные критерии таких сбоев — пять видов искажения выходной информации прибора, которые являются признаками наличия «защёлки». В БЦВМ системы ориентации ведётся постоянный анализ выдаваемой прибором информации, в случае обнаружения одного из этих признаков прибор выключается и повторно включается. В результате достигнуты следующие значения показателей сбоеустойчивости при работе на геостационарной орбите:

- наблюдались сбои типа «зашёлка», обратимые сбои и искажения информации в ППЗУ (три случая), случаев выдачи ложной информации не наблюдалось;
- среднее время бессбойной работы (для сбоев типа «зашёлка» и обратимых) — 4,5 сут;
- время восстановления работоспособности при сбое (для сбоев типа «зашёлка» и обратимых) — до 20 сут;
- среднее время безремонтной работы (без перезаписи ППЗУ) — 1,5...2 года на один прибор.

Эти данные получены на основе анализа статистики сбоев при лётных испытаниях четырёх приборов 329К на КА «Луч-5А», «Луч-5Б» — двух приборов в течение двух лет и двух приборов в течение одного года. За это время зарегистрировано несколько достаточно мощных солнечных вспышек, их параметры приведены в табл. 3.

Таблица 3. Плотность потока протонов при солнечных вспышках (энергия более 10 МэВ)

Дата	Плотность потока протонов в максимуме [пр/см ² ·с]
24.01.2012	~79 000
08.03.2012	~82 000
23.05.2013	~21 000
09.01.2014	~13 000

Примечание: таблица составлена по данным журнала Meteosweb.

Заметного влияния на работу приборов эти солнечные вспышки не оказали, в указанные дни не было замечено увеличения количества сбоев.

Обобщённые данные по сбоеустойчивости разных приборов представлены в табл. 4.

Таблица 4. Параметры сбоеустойчивости приборов

Параметры сбоеустойчивости	Приборы		
	329К («Геофизика-Космос»)	БОКЗ-М (ИКИ РАН)	SED26 (Sodern)
Среднее время бессбойной работы [сут]	4,5*	Нет данных	1,33**
Время восстановления работоспособности при сбое [с]	20	До 270	3
Среднее время работы без перезаписи ППЗУ [годы]	1,5...2	—	—

* Для геостационарной орбиты (GEO).

** Для низкой околоземной орбиты (LEO).

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Представлены основные технические решения, позволяющие при использовании сбоеустойчивой элементной базы проектировать звёздные приборы, обладающие достаточно высокими показателями сбоеустойчивости. Эти технические решения представляют собой комплекс аппаратных, программно-алгоритмических, организационных мер, реализуемых в конструкции и программном обеспечении прибора, в программном обеспечении системы ориентации КА, в эксплуатационной документации прибора. Практическая результативность таких решений подтверждена опытом работы звёздных приборов в составе КА «Луч-5А», «Луч-5Б».

ЛИТЕРАТУРА

- [Морозова и др., 2012] Морозова Л. М., Нехамкин Л. И., Рябиков В. С. Об одном алгоритме повышения надёжности системы ориентации космического аппарата при сбоях звёздного датчика // 3-я Всерос. научно-технич. конф. «Современ. проблемы определения ориентации и навигации космич. аппаратов». Таруса, 10–13 сент. 2012: сб. тр. / Под ред. Аванесова Г. А. М.: ИКИ РАН, 2013. С. 91–95.
- [РД 134-0139-2005, 2005] РД 134-0139-2005. Нормативный документ по стандартизации РКТ. Аппаратура, приборы, устройства и оборудование космических аппаратов. Методы оценки стойкости к воздействию заряженных частиц космического пространства по одиночным сбоям и отказам. М.: ФГУП «ЦНИИМаш», 2005. 79 с.
- [Федосеев и др., 2012] Федосеев В. И., Куняев В. В., Юдина Л. М., Коптев А. А., Тюрин В. С., Иванов Н. И. Результаты испытаний звёздного прибора ориентации КА на воздействие протонного излучения // 3-я Всерос. научно-технич. конф. «Современ. проблемы определения ориентации и навигации космич. аппаратов». Таруса, 10–13 сент. 2012: сб. тр. / Под ред. Аванесова Г. А. М.: ИКИ РАН, 2013. С. 190–198.
- [Федосеев, 2011] Федосеев В. И. Приём пространственно-временных сигналов в оптико-электронных системах (пуассоновская модель). М.: Университетская кн., 2011. 232 с.
- [Федосеев, Колосов, 2007] Федосеев В. И., Колосов М. П. Оптико-электронные приборы ориентации и навигации космических аппаратов. М.: Логос, 2007. 248 с.
- [Федосеев, Титов, 2008] Федосеев В. И., Титов Г. П. Приборы звёздной ориентации и информационное комплексирование измерительных средств на космическом аппарате // 1-я Конф. МАА-РАКЦ «Космос для человечества». 21–23 мая 2008. Королёв, Московская обл., Россия: сб. тез. 2008. С. 91.
- [Чумаков, 2004] Чумаков А. И. Действие космической радиации на интегральные схемы. М.: Радио и связь, 2004. 320 с.
- [Mines-Dubé et al., 2006] Mines-Dubé J., Jacob P., Guillon D., Temperanza D. Protons Robustness Improvement for the Sed26 Star Tracker // Proc. 6th Intern. ESA Conf. Guidance, Navigation and Control Systems. Loutraki, Greece, 17–20 Oct. 2005. ESA SP-606.
- [Ouaknine et al., 2008] Ouaknine J., Jacob P., Blarre L., Kocher Y. In-Flight Results Synthesis of up to 52 Sed16/26 Star Trackers // Proc. 7th Intern. Conf. Space Optics (ICSO). Toulouse, France, 14–17 Oct. 2008.

PROVIDING MALFUNCTION RESISTANCE OF STAR TRACKERS IMPLEMENTED ON BASE OF MALFUNCTION NONRESISTANT COMPONENTS

V. I. Fedoseev¹, V. V. Kounjaev¹, A. N. Isakov¹, L. M. Judina¹, V. O. Knjazev¹, A. A. Koptev¹, G. P. Titov², O. V. Shevlyakov², S. V. Latyntsev²

¹ Joint Stock Company Scientific and Production Enterprise "Geofizika-Cosmos" (JSC "SPE "Geofizika-Cosmos")

² Joint Stock Company "Academician M. F. Reshetnev" Information Satellite Systems" (ISS-Reshetnev)

Main results of work on providing resistance against malfunctions of space vehicle attitude control star trackers, implemented on base of components subjected to malfunctions are reported. Distinctive features of malfunctions manifestation in star trackers are reviewed as well as methods of their parrying and estimating efficiency of these methods. Results of estimating malfunction resistance parameters of some types of the devices are presented, obtained both from reference data and based on processing data of flight testing.

Keywords: star tracker of space vehicle attitude control, malfunction resistance, flight test results.

Fedoseev Viktor Ivanovich — deputy chief department designer, doctor of science, Fedoseev_V@geocos.ru

Kunyaev Vladimir Vasiljevich — principal officer, 1102@geocos.ru

Isakov Alexander Nikolaevich — deputy chief designer destinations, isakov.alexander@gmail.com

Judina Larisa, head of section — head of department, 1102@geocos.ru

Knjazev Vladimir Olegovich — deputy head of department, 1102@geocos.ru

Koptev Alexander Afanasyavich — main specialist, 5002@geocos.ru

Titov Gennady Pavlovich — main specialist, titov@iss-reshetnev.ru

Shevlyakov Oleg Viktorovich — chief of section, shevlyakov@iss-reshetnev.ru

Latyntsev Sergey Valerievich — engineer, lsv@iss-reshetnev.ru

СОЛНЕЧНЫЙ ДАТЧИК НА ОСНОВЕ ИНТЕРФЕРЕНЦИОННОЙ ОПТИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ

М. Е. Прохоров, А. И. Захаров, А. О. Жуков, А. В. Миронов, О. Ю. Стекольников

Государственный астрономический институт имени П. К. Штернберга Московского государственного университета имени М. В. Ломоносова (ГАИШ)

Солнечные датчики — это приборы, которые определяют направление на Солнце. Солнечный датчик должен иметь широкое поле зрения (оптимально — 2л ср или больше), а при использовании датчика для навигации, ещё и высокую точность. Сочетание высокой точности и широкого поля зрения является основной проблемой солнечных датчиков высокой точности. Наилучшие результаты сегодня достигнуты в солнечных датчиках с объективом «рыбий глаз» — поле зрения 2л ср и точность направления на Солнце 1 угл. мин.

В работе предложен другой тип солнечного датчика, использующий свойства интерференционного фильтра на сферической поверхности, который при столь же широком поле зрения должен иметь более высокую (секундную) точность

Ключевые слова: ориентация, датчики направления на Солнце, сверхширокоугольная оптика, интерференционные фильтры.

Солнечные датчики — это приборы, которые определяют направление на Солнце в системе координат, связанной с космическим аппаратом (КА). Знание направления на Солнце необходимо для ориентации солнечных батарей, для защиты целевой аппаратуры от прямого солнечного излучения, для ориентации в пространстве и для исследования Солнца. Точность, требуемая для решения этих задач, очень сильно различается: для ориентации солнечных батарей достаточно точности в 10...20°, для ориентации и исследования Солнца нужна секундная точность.

При высокоточном определении направления на Солнце проблемой всех статических (неподвижных) солнечных датчиков является достижение компромисса между очень широким полем зрения и высокой точностью определения направления на Солнце. В общем случае, в системе координат, связанной с КА, Солнце может находиться в любой точке небесной сферы. С другой стороны, у Солнца малый угловой размер — 0,5°, что примерно в 360 раз меньше полусферы.

Широкоугольными, согласно [Федосеев, Колосов, 2007], являются солнечные датчики с полем зрения 60° и больше. Заметим, что поле зрения в 60° охватывает примерно 1/6 полусферы (1/12 небесной сферы).

Одним из типов солнечных датчиков, которые имеют достаточно высокую (минутную) точность, являются щелевые датчики. Основа этих прибо-

Прохоров Михаил Евгеньевич — заведующий лабораторией, доктор физико-математических наук, доцент, mike.prokhorov@gmail.com

Захаров Андрей Игоревич — научный сотрудник, zakh@sai.msu.ru

Жуков Александр Олегович — старший научный сотрудник, доктор технических наук, доцент, aozhukov@mail.ru

Миронов Алексей Васильевич — старший научный сотрудник, кандидат физико-математических наук, almir@sai.msu.ru

Стекольников Олег Юрьевич — старший научный сотрудник, кандидат технических наук, oost@inbox.ru

ров — маска с набором узких щелей, изображения которых проецируются на матричный или, чаще, линейный приёмник излучения. Помимо высокой точности щелевые датчики дешёвы, компактны и обладают широкими полями зрения.

Типичным примером высокоточного щелевого солнечного датчика является прибор ОСД разработки ИКИ РАН [ОСД, 2005] (рис. 1). Погрешность этого прибора составляет 3...5 угл. мин при поле зрения $60 \times 120^\circ$ (примерно 1/4 полусферы).

Один из возможных путей расширения поля зрения подобных приборов без снижения точности — установка в них нескольких оптических головок. Пример подобного решения — солнечный датчик БОКС-01 разработки «НПП «Оптэкс» [Бакланов и др., 2011]. Этот прибор имеет две оптические головки, которые обладают суммарным полем зрения $182 \times 56^\circ$ (примерно 1/3 полусферы) при погрешности не более 1 угл. мин (рис. 2). Он разработан на основе солнечного датчика БОКС с одной оптической головкой [Бакланов и др., 2011].

Подобные же разработки датчиков с двумя, тремя и четырьмя оптическими головками на основе ОСД велись в ИКИ РАН [Аванесов и др., 2008].

Эти приборы дороже и сложнее своих прототипов и, как следствие, менее надёжны. Для обработки поля зрения сложной формы (с зазорами) требуются более сложные алгоритмы обработки. И, главное, вне зависимости от числа оптических головок это приборы с минутной погрешностью.

Другое возможное решение — сканирующий датчик, например, за счёт вращения щели. Примерами подобных солнечных датчиков являются приборы 331К и 333К разработки «НПП «Геофизика-Космос» [Солнечные датчики, 2012; Пирогов, 2008]. Поле зрения этих приборов составляет $90 \times 180^\circ$ (примерно 2/3 полусферы), а погрешность — 1 угл. мин. Недостатком этого прибора является наличие постоянно движущихся частей в конструкции.

Другой вариант солнечных датчиков — с широкими полями зрения — основан на использовании объективов типа «рыбий глаз». Такие объективы имеют поле зрения, близкое к 180° , т.е. могут охватить всю полусферу. Но изображение Солнца в таком кадре будет очень мало, для матрицы 1024×1024 пикселей — меньше 1,5 пикс в диаметре.

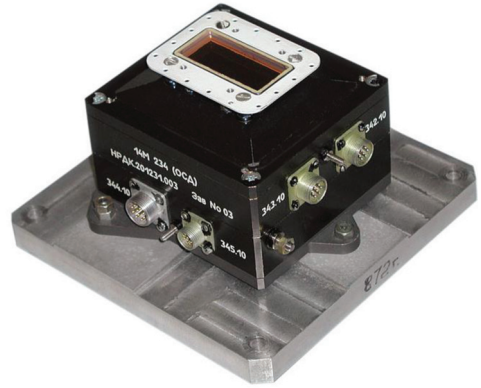


Рис. 1. Солнечный датчик ОСД разработки ИКИ РАН



Рис. 2. Солнечный датчик БОКС-01 разработки НПП «Оптэкс» с двумя оптическими головками

Примерами солнечных датчиков с объективом «рыбий глаз» являются приборы 338КМ1 и 347К разработки «НПП «Геофизика-Космос». Их поле зрения охватывает полусферу, а погрешность составляет 1 угл. мин (у прибора 338КМ1 только в поле $140 \times 140^\circ$, вне его — 2 угл. мин).

Все перечисленные варианты солнечных датчиков позволяют достичь только умеренной (минутной) точности. Достичь секундных точностей очень просто, для этого надо использовать прибор с узким полем зрения, в несколько градусов. В этом случае Солнце будет занимать существенную часть кадра и можно будет очень точно определить направление на его центр. Однако такой прибор придётся наводить на Солнце и измерять положение его оптической оси также с секундной точностью.

Нами предложена новая конструкция солнечного датчика, сочетающая оба качества: широкое поле зрения и высокую (секундную) точность. В нём используется объектив типа «рыбий глаз» и матричный приёмник излучения с соответствующим блоком электроники для обработки изображений. Эта часть датчика подобна приборам 338КМ1 и 347К (рис. 3а). Помимо этого, перед объективом устанавливается тонкий полусферический мениск (рис. 3б), внутренняя поверхность которого матирована рассеивающим свет покрытием, а на внешнюю поверхность нанесён интерференционный фильтр, пропускающий свет в узком интервале длин волн. Между объективом и приёмником излучения установлен один светофильтр — отсекающий (см. рис. 3б). Объектив фокусируется не на бесконечность, а на внутреннюю поверхность мениска.

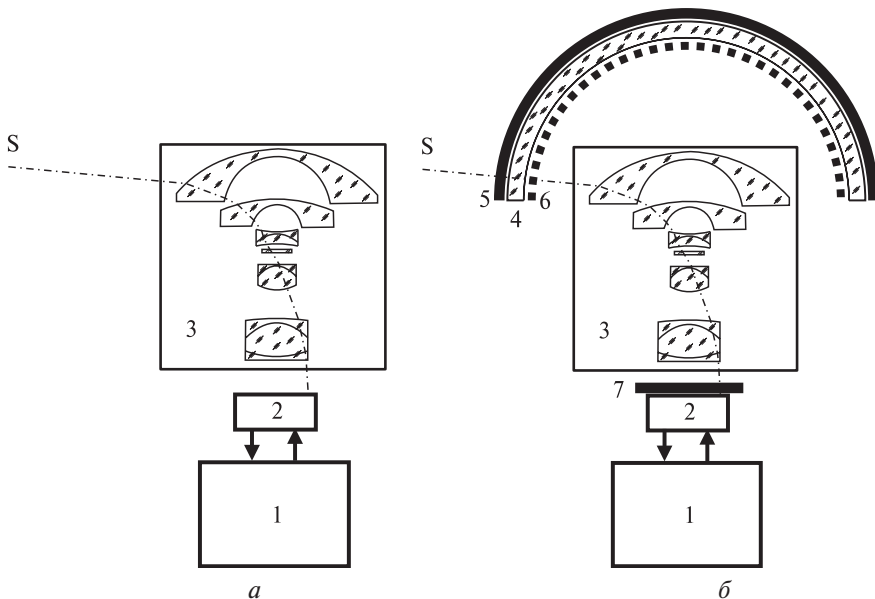


Рис. 3. Схема устройства классического солнечного датчика: а — с объективом «рыбий глаз»; б — звёздного датчика с интерференционным мениском; 1 — блок электроники солнечного датчика; 2 — матричный приёмник излучения; 3 — широкоугольный объектив («рыбий глаз»); 4 — мениск; 5 — интерференционный фильтр; 6 — матовая поверхность или рассеивающее покрытие; 7 — отсекающий фильтр; S — луч от Солнца

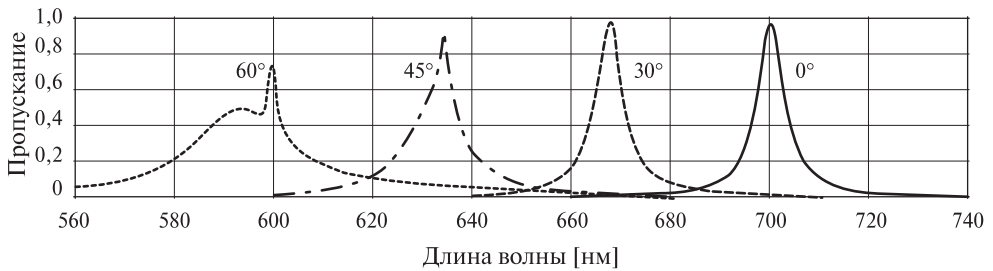


Рис. 4. Изменение полосы пропускания узкополосного интерференционного фильтра с ростом угла падения излучения

Принцип действия прибора основан на изменении полосы пропускания интерференционного фильтра при изменении угла падения излучения [Котликов и др. 2009]. На рис. 4 показаны полосы пропускания одного и того же фильтра при различных углах наклона. Видно, что при нормальном падении фильтр пропускает излучение с наибольшей длиной волны, а по мере увеличения угла падения — всё более и более коротковолновое. Одновременно с ростом угла падения полоса пропускания становится шире и теряет симметричность, однако можно выбрать несколько углов падения, для которых полосы пропускания будут хорошо разделены.

Если мениск освещается Солнцем, то в подсолнечной точке угол падения равен нулю, фильтр пропускает наиболее «красные» лучи. По мере удаления от этой точки угол падения растёт, и начинают проходить всё более «синие» лучи. Матовое покрытие на внутренней стороне мениска рассеивает это излучение и его можно регистрировать из любой точки внутри мениска. Если «посмотреть» на внутреннюю поверхность мениска из его центра, можно увидеть, что часть этой поверхности освещена и на освещённой части присутствует градиент длин волн пропущенного излучения — в направлении на Солнце проходит наиболее длинноволновое излучение, а по мере отклонения от направления на Солнце пропускается всё более коротковолновое излучение (рис. 5а). Если же «посмотреть» на мениск через отсекающий фильтр, который пропускает длину волны, совпадающую с пропускаемой интерференционным фильтром при некотором (достаточно большом) угле падения излучения, то вместо разноцветной освещённой полусферы можно увидеть монохроматическое кольцо (или часть кольца), центр которого будет совпадать с направлением на Солнце (рис. 5б). Угловой размер кольца зависит от выбора полосы пропускания отсекающего фильтра и может составлять несколько десятков градусов.

Объектив строит изображение этого кольца на матричном приёмнике излучения и, поскольку, в отличие от изображения непосредственно Солнца, кольцо занимает много десятков или сотен пикселей, можно определить положение центра кольца (а соответственно и направление на Солнца) с высокой точностью.

Предложенный прибор имеет поле зрения, заметно превышающее 180° . Так, если Солнце расположено на 90° от оси прибора (на условном «горизонте»), то в кадре будет присутствовать половина кольца. Это увеличит случайную погрешность определения направления на Солнце примерно в 1,4 раза, но прибор будет вполне работоспособен.

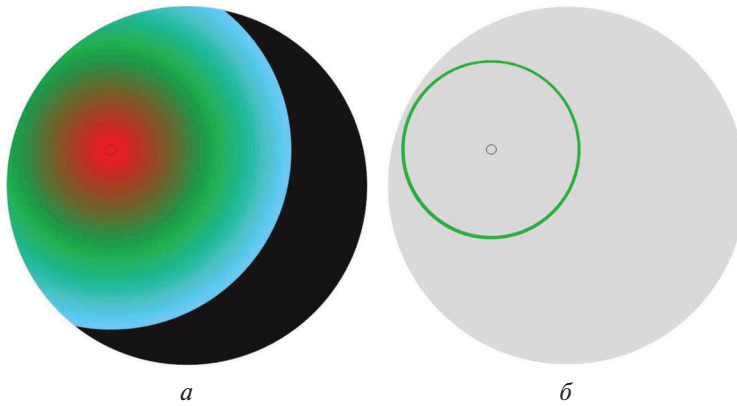


Рис. 5. Вид внутренней поверхности мениска солнечного датчика из центра мениска: *а* — без отсекающего фильтра: чёрным цветом показана часть мениска, не освещённая Солнцем, на освещённой части наблюдается радиальный цветовой градиент; *б* — с отсекающим фильтром: видно только яркое монохроматическое кольцо, остальная поверхность мениска тёмная (для удобства показана серым цветом). Чёрное кольцо (реально не наблюдается) отмечает положение подсолнечной точки мениска. Центр монохроматического кольца, образующегося после прохождения отсекающего светофильтра, совпадает с подсолнечной точкой

При угловом радиусе кольца, равном 60° , прибор сможет работать, пока в кадре будет присутствовать заметная часть кольца, т. е. пока угол между осью прибора и Солнцем не превышает примерно 135° (примерно на 45° ниже условного «горизонта» прибора). Это соответствует полю зрения $270 \times 270^\circ$. Конечно, поле шириной более 180° будет реализовано, если Солнце не будет экранироваться корпусом КА. Для этого, например, солнечный датчик можно установить на штанге. Установка двух противоположно ориентированных солнечных датчиков на разных сторонах КА позволит охватить всю небесную сферу.

ЛИТЕРАТУРА

- [Аванесов и др., 2008] Аванесов Г. А., Зиман Я. Л., Зарецкая Е. В., Куделин М. И., Никитин А. В., Форш А. А. Оптический солнечный датчик. Особенности конструкции и испытательного оборудования // Всерос. научно-технич. конф. «Современные проблемы определения ориентации и навигации космических аппаратов». Россия, Таруса, 22–25 сент. 2008: сб. тр. М.: ИКИ РАН, 2008. С. 78–89.
- [Бакланов и др., 2011] Бакланов А. И., Бунтов Г. В., Жевако В. В., Забиякин А. С., Кононова Л. Ф., Фокин В. А. Прибор определения координат Солнца БОКС-01 // 2-я Всерос. научно-технич. конференция «Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов». Россия, Таруса, 13–16 сент. 2010: сб. тр. // Под ред. Г. А. Аванесова. 2011. № 2. С. 141–148.
- [Солнечные датчики, 2012] Солнечные датчики // Геофизика-Космос. URL: http://www.geofizika-cosmos.ru/ru/pro_sunny.html. 2012. Date: 01.09.2014.
- [Котликов и др., 2009] Котликов Е. Н., Варфоломеев Г. А., Лавровская Н. П., Тропин А. Н., Хонинева Е. В. Проектирование, изготовление и исследование интерференционных покрытий. СПб.: ГУАП, 2009. 189 с.

- [ОСД, 2005] Буклет «Солнечный датчик ОСД. Современный статус». URL: http://www.iki.rssi.ru/ofo/pdf/OSD_r.pdf. 2005. Data: 01.09.2014.
- [Пирогов, 2008] *Пирогов М. Г.* Новое поколение приборов ОАО «НПП «Геофизика-Космос» // Информационные спутниковые системы. 2008. № 5. С. 17–18.
- [Федосеев, Колосов, 2007] *Федосеев В. И., Колосов М. П.* Оптико-электронные приборы ориентации и навигации космических аппаратов. М.: Логос, 2007.

SOLAR TRACKER WITH INTERFERENCE OPTICAL SYSTEM

M. E. Prokhorov, A. I. Zakharov, A. O. Zhukov, A. V. Mironov, O. Yu. Stekolshchikov

Sternberg Astronomical Institute of Lomonosov Moscow State University (SAI MSU)

Solar tracker are devices that determine the direction to the Sun. The solar tracker should have a wide field of view (2π steradian or more) and high accuracy (if device using for navigation). The optimal combination of high accuracy and wide field of view is the general problem for high precision solar trackers. Present day best results were achieved in the solar trackers with «fish-eye» lens — 2π steradian field of view and directions accuracy about $1'$.

In this paper we propose a different type of solar sensor that use the properties of an interference filter on a spherical surface. This device has more 2π steradian field of view. Its expected accuracy is the order of arcsecond

Keywords: attitude determination, solar tracker, super widefield lenses, interference filter.

Prokhorov Mikhail Eugenyevich — head of a laboratory, doctor of physico-mathematical sciences, associate professor, mike.prokhorov@gmail.com

Zakharov Andrey Igorevich — scientist, zakh@sai.msu.ru

Zhukov Aleksandr Olegovich — senior scientist, doctor of technical sciences, associate professor, aozhukov@mail.ru

Mironov Aleksey Vasilyevich — senior scientist, candidate of physico-mathematical sciences, almir@sai.msu.ru

Stekolschikov Oleg Iurievich — senior scientist, PhD, oct@inbox.ru

ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК КМОП-МАТРИЦЫ ДАТЧИКА ИЗОБРАЖЕНИЯ CMOSIS CMV-4000

Р. В. Бессонов, Е. С. Караваева, Я. Д. Эльяшев

Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН)

Рассмотрены основные характеристики КМОП-матрицы CMV-4000 Бельгийской фирмы CMOSIS. Приведены результаты исследований встроенной функции расширения динамического диапазона. Рассмотрены результаты исследования матрицы на шумовые характеристики. Проведены испытания на стойкость к воздействию тяжёлых заряженных частиц. Проведены наблюдения звёзд. Исследования показали, что матрица пригодна для использования в приборах и датчиках астро- и солнечной ориентации и других оптических системах космического применения.

Ключевые слова: КМОП, CMV-4000, динамический диапазон, структурный шум матрицы, фотоприёмник, радиационная стойкость.

Одним из перспективных направлений в развитии чувствительных элементов оптических систем являются КМОП-технологии (комплементарная структура металл-оксид-полупроводник; *англ.* complementary metal-oxide-semiconductor, CMOS). До недавнего времени КМОП-матрицы значительно уступали ПЗС (прибор с зарядовой связью; *англ.* charge-coupled device, CCD) из-за высокого уровня шума и маленькой чувствительной площадки пиксела по сравнению с размерами самого пиксела. Благодаря развитию технологии производства, сегодня КМОП-матрицы лишены этих недостатков.

Одна из последних разработок на рынке КМОП-технологий — датчик изображения CMOSIS CMV-4000 производства Бельгии. В данной работе представлены обзор его основных характеристик и результаты испытаний.

Высокоскоростной датчик изображения CMOSIS CMV-4000 содержит в своём составе КМОП-матрицу (фоточувствительный элемент), АЦП (аналогово-цифровой преобразователь; *англ.* analog-to-digital converter, ADC), 16 цифровых LVDS (низковольтная дифференциальная передача сигналов; *англ.* low-voltage differential signaling, LVDS) выходных каналов, интерфейс SPI (Serial Peripheral Interface) для программирования матрицы, датчик температуры. КМОП-матрица имеет следующие характеристики:

- размер матрицы — 2048×2048 пикс;
- размер пиксела — 5,5×5,5 мкм;
- разрядность АЦП — 12;
- цветность матрицы — монохроматическая/цветная;
- с микролинзами/без микролинз;
- максимальная частота 48 МГц (180 кадров/с);
- до 16 LVDS-каналов;
- электронный затвор (Global shutter);
- минимальное время экспозиции — 4 мкс;
- потенциальная яма 13 500 е;

Бессонов Роман Валерьевич — заведующий отделом, кандидат технических наук

Караваева Екатерина Сергеевна — инженер, wokolajm@mail.ru

Эльяшев Яков Дмитриевич — младший научный сотрудник, eluashev-jak@yandex.ru

- считывание отдельных групп пикселей (до 8 окон);
- встроенные функции для расширения динамического диапазона.

Идея использования КМОП-матрицы в звёздных датчиках не нова. Некоторые зарубежные фирмы имеют в своём арсенале такие звёздные датчики, большинство из них применяют одну и ту же матрицу: STAR 1000. Для сравнения разрешение этой матрицы 1024×1024 , частота работы 12 МГц, размер пикселя 15×15 мкм.

Для тестирования матрицы в комплекте с ней поставляется система оценки и регистрации данных Evaluation system и программное обеспечение demo software CMV 2000-4000, устанавливаемое на персональный компьютер (ПК). Данная система позволяет получать кадры с матрицы на ПК и настраивать конфигурационные параметры матрицы. Плата Evaluation system работает от напряжения питания 5 и 9 В, связь с ПК осуществляется с помощью двух кабелей Camera Link. В тестовой системе Evaluation system используются четыре канала LVDS с частотой $CLK_LVDS = 400$ Мбит/с, при этом кадровая скорость (скорость считывания полного кадра) равна 31 кадр/с.

На рис. 1 представлена циклограмма работы КМОП-матрицы. Особенностью является отсутствие как такового времени считывания. Процесс считывания кадра происходит во время экспозиции следующего кадра, задержка FOT составляет единицы микросекунд.

Скорость считывания полного кадра зависит от количества используемых каналов LVDS, частоты работы LVDS и количества бит на пиксел. В оконном режиме скорость значительно выше. Окно 128 полных строк можно получить 600 раз в секунду (табл. 1).

Таблица 1. Кадровая скорость

Режим	Количество LVDS-каналов, N_{LVDS}	Количество пикселей в группе	Тактовая частота, $LVDS_{CLK}$ [Мбит/с]	Кадровая скорость, Frame Rate [кадр/с]	Оконная скорость (окно = 128 строк) [окно/с]
10 бит/пикс	16	128	480	180	—
	8	256		90	—
	4	512		45	—
	2	1024		22,5	—
12 бит/пикс	4	512	480	37,5	610
			160	12	200
			80	6	100
	2	1024	480	18	—

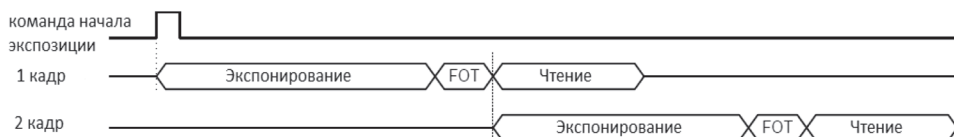


Рис. 1. Циклограмма работы КМОП-матрицы

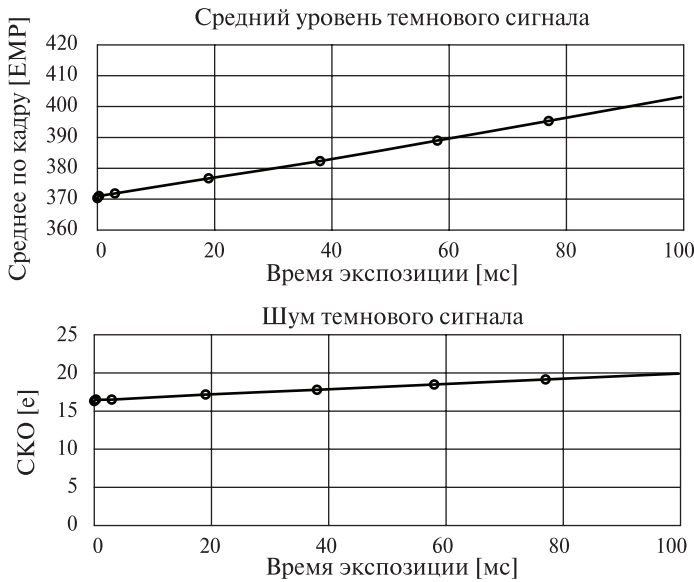


Рис. 2. Характерные зависимости темного сигнала и шума темного сигнала от времени экспозиции

Время экспозиции может быть задано как внутренне, конфигурационными настройками матрицы, так и внешне, по тактовому импульсу. На рис. 2 приведены полученные экспериментально характерные зависимости темного сигнала и шума темного сигнала от времени. СКО (среднеквадратическое отклонение) за 100 мс меняется от 16 до 20 е, т.е. шум КМОП-матрицы очень маленький. В режиме передачи 10 бит/пиксел шум порядка 13 е. Для сравнения в матрице STAR 1000 минимальный шум 33 е. Для выделения слабых звёзд на изображении в звёздных датчиках шум должен быть минимальным.

Шум КМОП-матрицы можно разделить на структурный и случайный (рис. 3):

$$СКО_{сум} = \sqrt{СКО_{стр}^2 + СКО_{сл}^2},$$

где $СКО_{сум}$ — суммарный шум; $СКО_{стр}$ — структурный шум; $СКО_{сл}$ — случайный шум.

Достаточно большой вклад в суммарный шум матрицы вносит структурный шум. Экспериментально была выявлена практически линейная зависимость этого шума от уровня фона. Таким образом, возможно устранение структурной составляющей шума с помощью специальных алгоритмов. В борьбе со случайным шумом эффективны методы усреднения кадров.

Динамический диапазон матрицы составляет 50 дБ или 13 500 е, что не очень велико. Но такова особенность всех КМОП-матриц. Для использования КМОП в камерах интересно наличие встроенных функций, предназначенных для расширения динамического диапазона матрицы. Одной из них является функция, которая реализует кусочно-линейную выходную характеристику матрицы на аппаратном уровне. С её помощью можно добиться, чтобы яркие пиксели практически не уходили в насыщение при большом

суммарном времени накопления, а тёмные пиксели накапливались беспрепятственно. Возможно разбиение на два или три линейных участка. На рис. 4 проиллюстрирована «работа» этой функции. Жёлтый график соответствует яркому пикселу, а синий — тёмному.

Результат применения этой функции представлен на рис. 5. В качестве объекта съёмки использовался чёрный ящик с двумя черно-белыми изображениями квадрата. При этом верхний квадрат подсвечен яркой лампой, второй квадрат — в тени. Как видно на рис. 5а и б, стандартного динамического диапазона матрицы не хватает, чтобы получить реальную картинку за 1 кадр. Этому удаётся добиться при использовании встроенной функции (см. рис. 5в).

Для увеличения чувствительности при тусклом освещении эффективны функции усиления. Можно задавать как коэффициент усиления АЦП (ADC_{gain}), так и коэффициент аналогового усиления для каждого пикселя PGA (англ. programmable-gain amplifier). Всего восемь коэффициентов усиления PGA со значениями от 1 до 3,2.

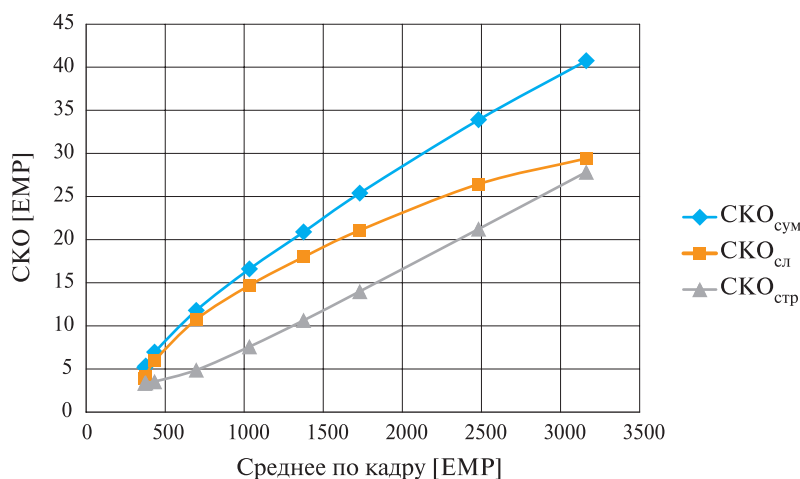


Рис. 3. Зависимость шума матрицы от уровня фона

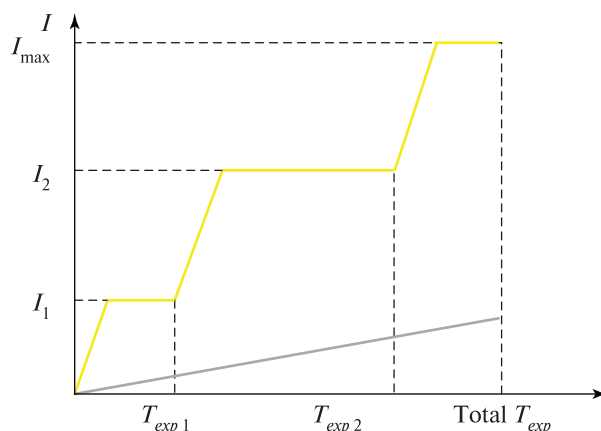


Рис. 4. Иллюстрация работы встроенной функции

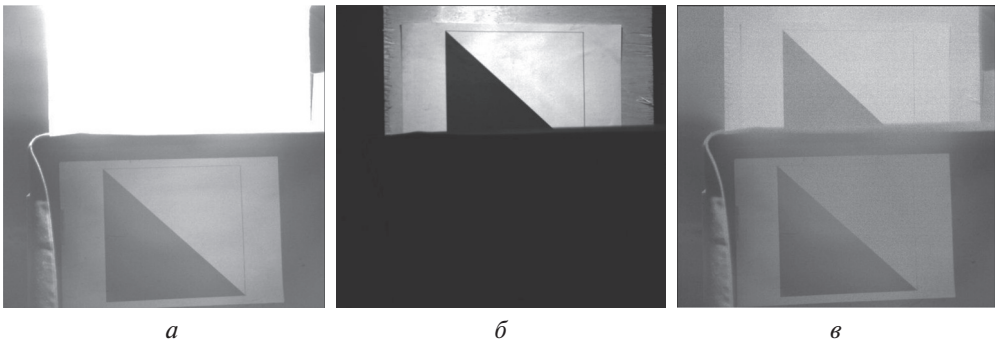


Рис. 5. Результат «работы» встроенной функции: *а* — без встроенной функции ($T_{exp} = 15$ мс); *б* — без встроенной функции ($T_{exp} = 0,2$ мс); *в* — со встроенной функцией (Total $T_{exp} = 15$ мс)

На рис. 6 представлен график, на котором можно видеть линейный рост среднего уровня сигнала при равномерной засветке с увеличением времени экспозиции для всех коэффициентов усиления. Чем больше коэффициент, тем быстрее пиксел уходит в насыщение и принимает значение 4096 ЕМР. Все кривые получены экспериментально.

При использовании матрицы в широкопольных оптических системах необходимо учитывать угловую чувствительность матрицы. Экспериментально были получены следующие характеристические кривые, представленные на рис. 7. Красный график — для матриц без микролинз, синие графики — для матриц с микролинзами, при вращении по двум осям.

В матрицах с микролинзами на каждом пикселе расположена микролинза, которая увеличивает количество света, падающего на каждый пиксел. Однако необходимо учитывать, что микролинза является полимерной, и из-за этого подвержена старению и воздействию радиации.

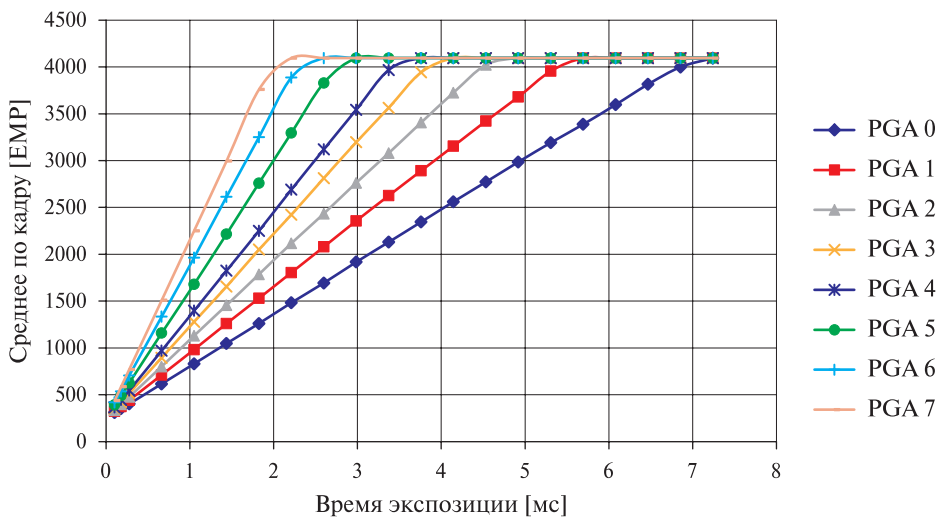


Рис. 6. Характеристика «свет-сигнал» для разных коэффициентов аналогового усиления (PGA)

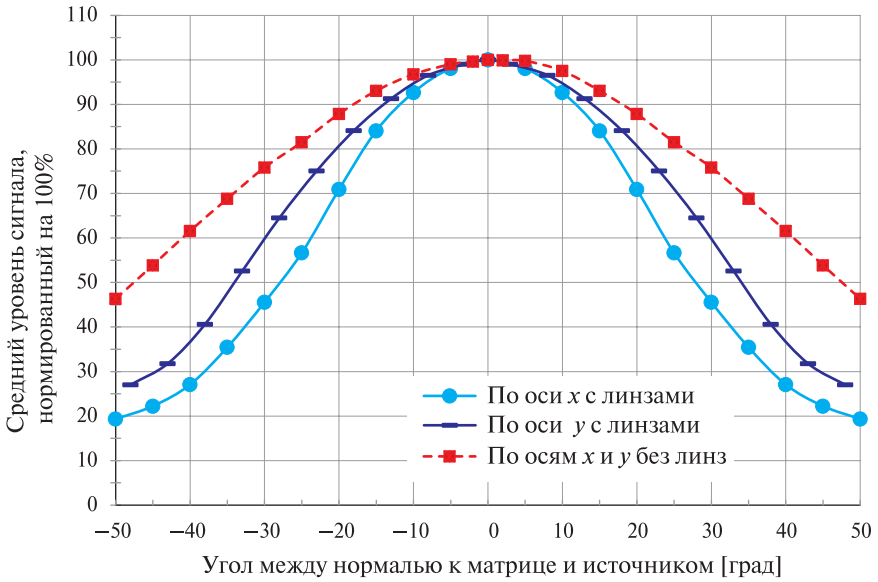


Рис. 7. Угловая чувствительность матрицы

Одной из важных проблем при работе звёздного датчика становится попадание Луны в его поле зрения. На рис. 8 показан кадр, на котором видно и Луну, и звёзды одновременно, что не удавалось раньше получать на ПЗС-матрицах. При этом за счёт другого принципа считывания (все пиксели считываются одновременно) нет растекания заряда.

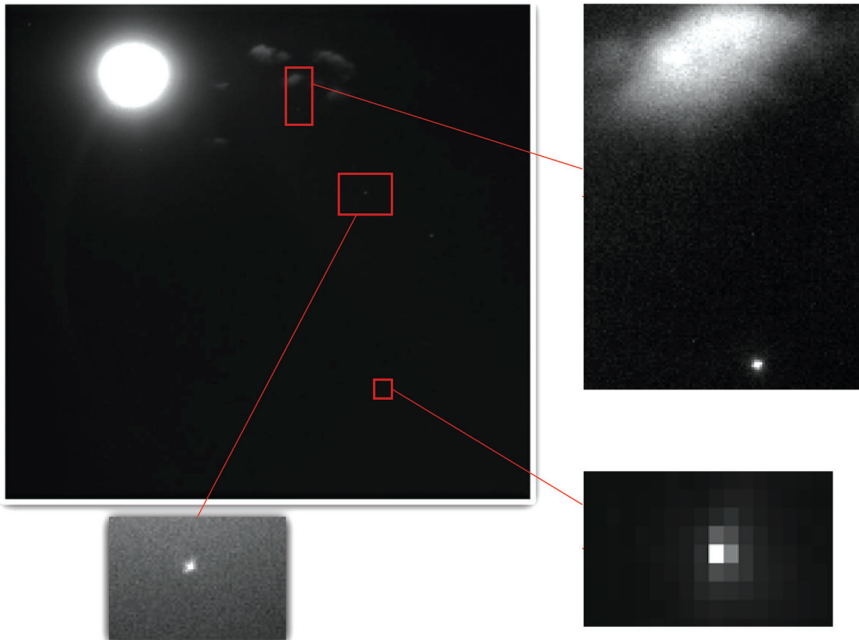


Рис. 8. Кадр с КМОП-матрицы и его увеличенные фрагменты

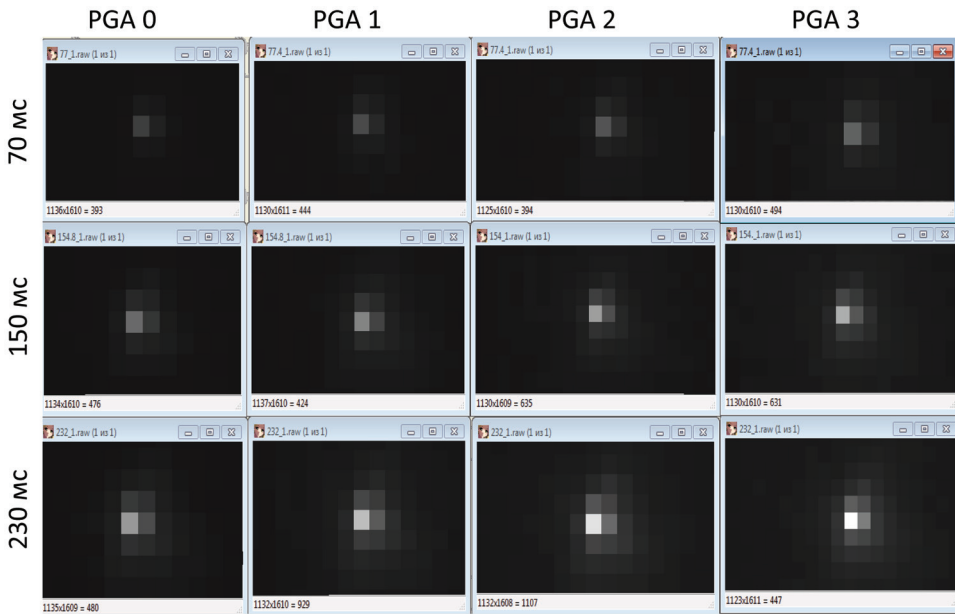


Рис. 9. Кадры, полученные на имитаторе одной звезды

Кадр был получен на камере со следующими характеристиками:

- КМОП-матрица CMOSIS CMV-4000;
- фокус — 50/1,8;
- входное отверстие — 27,7;
- поле зрения — 12,85° по стороне;
- угловой размер пиксела — 22 угл. с;
- время экспозиции — 387 мс.

Произведена съёмка ночного неба с тем же объективом. Полученные кадры были обработаны программой обнаружения и идентификации звёзд. Для $T_{exp} = 38$ мс локализовано 12 звёзд, для $T_{exp} = 96$ мс — 14 звёзд, для $T_{exp} = 387$ мс — 28 звёзд (звёздная величина от 2,2 до 7,0).

Был также проведён эксперимент на имитаторе одной звезды. Снималась звезда $M_v = 3,2$ при разных временах экспозиции и коэффициентах усиления PGA. Кадры представлены на рис. 9.

ИСПЫТАНИЯ КМОП-МАТРИЦЫ CMV-4000

1. Радиационные испытания

В процессе испытаний в КМОП-матрицу CMOSIS CMV-4000 была внесена суммарная доза 20 крад (доза вносилась порционно, накопление дозы — за восемь интервалов времени). Через интервалы времени, соответствующие набору определённого количества радиан, облучение прекращалось, и регистрировались три темновых сигнала матрицы при $T_{exp} = 3; 38; 387$ мс.

Под воздействием гамма-излучения увеличился средний уровень темного сигнала и СКО этого сигнала, уменьшилась чувствительность матрицы на 15 % (причиной уменьшения чувствительности являются микролинзы). Количество дефектных пикселей не увеличилось. На протяжении всего времени испытаний матрица находилась в рабочем состоянии. Не зафиксировано ни одного сбоя в её работе. Ток потребления не менял своего значения на протяжении всего испытания, не происходило тиристорного эффекта.

2. Испытания на стойкость к воздействию протонов

Испытания проводились на той же матрице, которая прошла радиационные испытания. На первом этапе испытаний был набран флюенс $5,75 \cdot 10^6$ протон, после второго этапа суммарный флюенс составил 10^9 протон. Средняя энергия протонов — 100 МэВ. В течение испытаний регистрировались три темновых сигнала матрицы при $T_{exp} = 3; 38; 387$ мс.

В результате облучения значительно повысился уровень СКО темнового сигнала и уровень фона. Появилось также порядка 70 одиночных дефектных пикселей. После окончания облучения КМОП-матрица хранилась без подачи питания при комнатной температуре в течение одного года. После отжига контролируемые параметры уменьшились. Результаты испытаний приведены в табл. 2. Темпы роста шума на протяжении испытаний можно оценить по рис. 10.

Таблица 2. Результаты испытаний на воздействие протонов

Набранный флюенс, протон	$T_{exp} = 3$ мс		$T_{exp} = 38$ мс		$T_{exp} = 387$ мс	
	среднее значение сигнала [град АЦП]	СКО [град АЦП]	среднее значение сигнала [град АЦП]	СКО [град АЦП]	среднее значение сигнала [град АЦП]	СКО [град АЦП]
0	359,2	7,1	368,6	7,3	468,2	13,4
5,75E+06	351	7	355,4	7,4	373,7	7,8
1,00E+09	358,9	7,5	407,6	9,8	809,2	54,5
Отжиг						
Спустя один месяц	350	7,2	369	7,5	634,8	23,5
Спустя один год	347,6	6,9	350,2	7,02	387,8	10,55

3. Испытания на воздействие тяжёлых заряженных частиц

Исследовалась устойчивость матриц CMV-4000 к воздействию тяжёлых заряженных частиц (ТЗЧ), основное внимание было уделено проверке на стойкость к возникновению тиристорного эффекта. Исследования осуществлялись в два этапа. На первом этапе проводились исследования на возникновение тиристорного эффекта при помощи лазерной установки и были сделаны предварительные оценки стойкости матрицы.

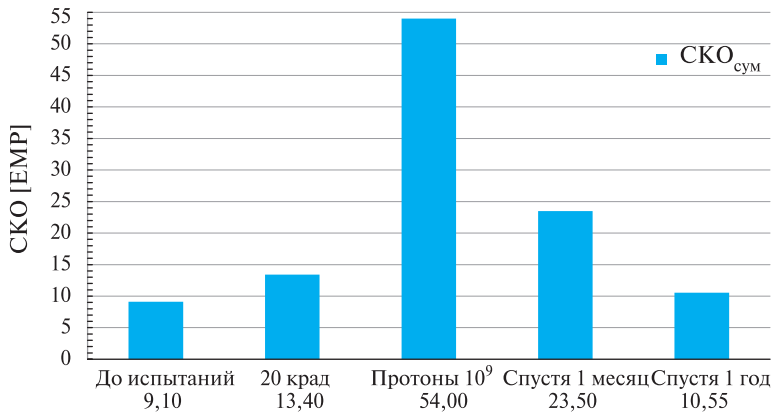


Рис. 10. Шум темного сигнала для $T_{exp} = 387$ мс

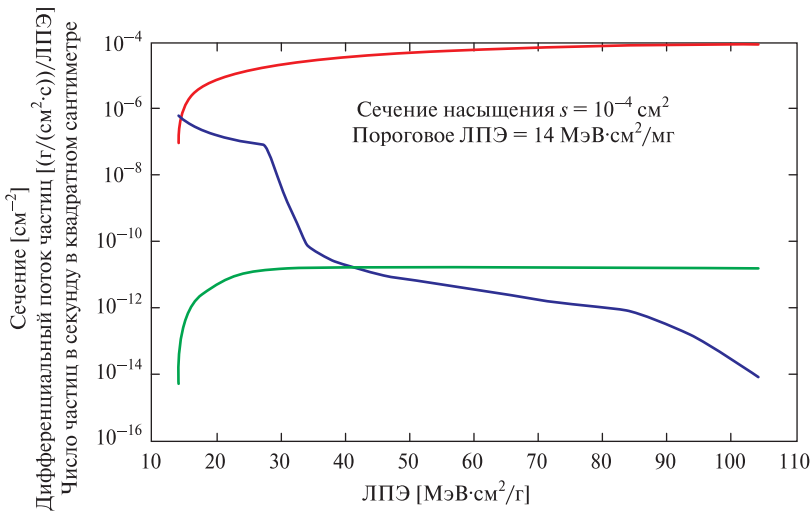


Рис. 11. Зависимость сечения тиристорного эффекта от ЛПЭ (красная кривая); зависимость дифференциальных потоков ТЗЧ от ЛПЭ для данной орбиты и данной степени защиты (синяя кривая)

Эти данные затем использовались на втором этапе — тестирование на ускорителе тяжёлых ионов в Дубне (ионы аргона (ЛПЭ = 15...16 МэВ·см²/мг) (ЛПЭ — линейные потери энергии; *англ.* linear energy transfer, LET) и ионы криптона (ЛПЭ = 41 МэВ·см²/мг).

Основным результатом исследований на воздействие ТЗЧ является график зависимости сечения тиристорного эффекта от ЛПЭ (красная кривая на рис. 11). На его основании можно сделать расчёт вероятности возникновения тиристорного эффекта. Частота эффектов является интегралом от произведения графика зависимости сечения от ЛПЭ и дифференциального потока.

По полученным данным был рассчитан период возникновения тиристорного эффекта в матрице при различных степенях защиты, высоте орбиты и значениях радиационной активности (солнечная вспышка и среднее за год). Результаты приведены в табл. 3.

Таблица 3. Период возникновения тиристорного эффекта [год]

Степень защиты [г/см ²]	Высота орбиты 500 км		Высота орбиты 35 000 км, среднее
	солнечная вспышка	среднее	
0,01	0,00004	0,3000	0,040
0,1	0,00	24	3
0,5	0,08	655	97
1	0,4	2282	400
3	5	8846	2702
10	95	24 419	11 595

Вероятности отказа в связи с тиристорными эффектами значительно ниже других факторов, ограничивающих время жизни аппарата, что говорит о пригодности использования матриц CMV-4000 в космических миссиях.

ВЫВОДЫ

Рассмотренная КМОП-матрица CMOSIS CMV-4000 обладает рядом преимуществ, благодаря которым открывается перспектива её использования в новых приборах и датчиках астро- и солнечной ориентации, камерах и прочих оптических системах космического применения:

- низкое энергопотребление;
- возможность объединения на одном кристалле аналоговой, цифровой и обрабатывающей частей, что служит основой для миниатюризации датчиков;
- высокая скорость работы — до 180 кадров/с, при этом важной особенностью является фактически отсутствие времени чтения, т. е. в период чтения параллельно происходит следующее экспонирование;
- возможность считывания отдельных групп пикселей, что эффективно при работе в «оконном» режиме;
- в дополнение к усилителю внутри пикселя усилительные схемы могут быть размещены в любом месте по цепи прохождения сигнала; это позволяет создавать усилительные каскады и повышать чувствительность в условиях плохого освещения;
- программные возможности по расширению динамического диапазона;
- наличие электронного затвора, позволяющего проводить съёмку при минимальном времени экспозиции 4 мкс;
- относительно низкая стоимость.

В рамках проведённого исследования КМОП-матрицы CMOSIS CMV-4000 проверены основные параметры матрицы: время и скорость считывания, шум, характеристики «свет-сигнал» для различных коэффициентов усиления, угловая чувствительность. Получены и проанализированы кадры с изображениями реальных звёзд, Луны и других объектов, проведены эксперименты на имитаторе одной звезды, имитаторе Солнца, шаре Ульбрихта.

КМОП-матрица CMOSIS CMV-4000 успешно прошла испытания на стойкость к воздействию ионизирующего гамма-излучения дозой 20 крад, а также потока протонов со средней энергией 100 МэВ и плотностью 10^9 протон/см². В результате облучения увеличился шум матрицы, уменьшилась чувствительность. Изменение данных контролируемых параметров происходило в пределах нормы. Испытания на стойкость к воздействию тяжёлых заряженных частиц показали, что вероятность возникновения тиристорного эффекта незначительна.

На базе матрицы CMOSIS CMV-4000 уже реализовано два проекта: звёздный датчик и солнечный датчик. Ведутся разработки оптической системы для посадочного модуля на Луну.

INVESTIGATION OF CHARACTERISTICS OF CMOS MATRICES CMOSIS CMV-4000

R. V. Bessonov, E. S. Karavaeva, Ia. S. Elyashev

Space Research Institute of Russian Academy of Sciences (IKI RAN)

The article describes the main characteristics of the CMOS matrix CMV-4000 Belgian firm CMOSIS. The results of studies built-in dynamic range are presented here. The results of the study on the noise characteristics of the matrix are considered. This matrix was tested for resistance to heavy charged particles. Observations of stars were made. Studies have shown that the matrix is suitable for use in devices and sensors of stars or solar orientation and other optical systems for space application.

Keywords: CMOS, CMV-4000, dynamic range, matrix structural noise, photodetector, radiation resistance.

Bessonov Roman Valerievich — head of department, PhD

Karavaeva Ekaterina Sergeevna — engineer, wokalajm@mail.ru

Elyashev Iakov Smitrievich — junior researcher, eluashev-jak@yandex.ru

ПЕРВИЧНАЯ ОБРАБОТКА ИНФОРМАЦИИ В ЗВЁЗДНОМ ДАТЧИКЕ ОРИЕНТАЦИИ

Г. А. Аванесов, Р. В. Бессонов, П. С. Сметанин

Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН)

Рассматривается задача предварительной фильтрации информации в звёздном датчике ориентации. Проводится краткий обзор различных фильтров приборов семейства БОКЗ (блок определения координат звёзд). Сформулировано требование — упрощение фильтра для предпроцессорной обработки информации и реализации на ПЛИС (программируемая логическая интегральная схема; *англ.* PLD, programmable logic device), фильтрации в темпе считывания фотоприёмной матрицы. Рассматриваются два варианта разработанных фильтров, которые сравниваются по точностным характеристикам с классическим оконным фильтром и между собой. Проверяется способность фильтров к устранению засветок и неравномерностей изображения. Один из фильтров реализуется в макете многоцелевой видеокамеры (МЦВК). Рассматриваются варианты использования фильтров помимо звёздных датчиков.

Ключевые слова: звёздный датчик ориентации, астроориентация, БОКЗ, первичная фильтрация, строчный фильтр, фотоприёмная матрица.

ВВЕДЕНИЕ

Важной частью процесса первичной обработки сигнала в звёздных датчиках ориентации является задача выделения на кадре звёздоподобных образований при различных уровнях фона.

Уровень сигнала составляющей фона и его распределение по кадру обусловлены множеством причин: неравномерностью чувствительности фотоприёмной матрицы и естественного фонового излучения, засветкой поля зрения прибора Солнцем, Луной, освещёнными Солнцем краем Земли и элементами конструкции космического аппарата (КА), газопылевой обстановкой вокруг космического аппарата, амплитудой и неравномерностью темнового сигнала. Все эти условия в дальнейшем могут повлиять на процедуру локализации объектов и соответственно нахождения ориентации прибора (сделать её невозможной, усложнить или увеличить затраты времени).

При увеличении размерности светочувствительных элементов (до нескольких миллионов пикселей для КМОП-матрицы (комплементарная структура металл-оксид-полупроводник; *англ.* CMOS, complementary metal-oxide-semiconductor)) для задачи ориентации по звёздам требуется всё тот же объём информации, что и раньше. Независимо от размера матричного фотоприёмника излучения, адаптированного к нему объектива изображения каждой наблюдаемой звезды не превышают нескольких десятков пикселей. Для определения параметров ориентации необходимо в среднем 4–30 самых

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

Бессонов Роман Валерьевич — заведующий отделом, кандидат технических наук, besson777@rambler.ru

Сметанин Пётр Станиславович — инженер, guldthen@gmail.com

ярких звёзд. Следовательно, в обработке данных процессором участвует порядка одной-двух тысяч пикселей. Все остальные должны отсеиваться на этапе предварительного анализа.

Во всех приборах семейства БОКЗ для минимизации информации, идущей в обработку, используются различные фильтры. С ростом скорости выноса информации из фотоприёмных устройств — порядка 1 Мпикс/с для ПЗС (прибор с зарядовой связью; *англ.* CCD, Charge-Coupled Device) матриц и около 16 Мпикс/с для КМОП, процессоры, выполняющие фильтрацию сигнала, могут не успевать справляться с этой задачей. В этом случае появляется необходимость разработки менее затратного по количеству операций и более быстрого по скорости фильтра для обработки кадра в темпе считывания фотоприёмной матрицы. Поэтому было решено разработать фильтр, реализуемый на ПЛИС, для предварительной более быстрой фильтрации, не уступающий в показателях точности классическим вариантам фильтров.

В данной работе сравниваются строчные и двухстрочные фильтры по точностным характеристикам с классическим фильтром — оконным и между собой, проверяется их способность к устранению засветки и неравномерности изображения.

Оба фильтра были смоделированы на персональном компьютере (ПК), а впоследствии строчный фильтр был реализован в макете многоцелевой видеокамеры — МЦВК (фотоприёмная матрица — CMV-4000).

В работе также рассматриваются другие возможности использования этих фильтров, помимо звёздных датчиков.

1. НЕКОТОРЫЕ ВИДЫ ПОМЕХ

На рис. 1—4 приведены различные виды помех, с которыми должен бороться строчный фильтр:

- «горячие» пиксели;
- засветка поля зрения (Солнцем, Луной, подсвеченным краем Земли, элементом конструкции КА);
- неоднородность яркости пикселей по полю матрицы.

2. ВИДЫ ФИЛЬТРОВ

Различные виды фильтров используются во всех приборах семейства БОКЗ. В первых образцах приборов, в том числе используемых до настоящего времени на международной космической станции и КА «Ямал-200», где звёздные датчики представляли собой выносные оптические головки (ОГ), а обработка данных велась в бортовой вычислительной машине, фильтр реализовывался аппаратно-программным путём на большом матричном кристалле. В дальнейшем фильтр был усложнён и введён в математическое обеспечение процессора звёздного датчика ориентации в моноблочном исполнении. Теперь фильтр снова выносится из процессора и реализуется в ПЛИС (рис. 5).

В классическом случае во время предварительной обработки сглаживание выполняется низкочастотной фоновой составляющей при помощи двумерного оконного фильтра.

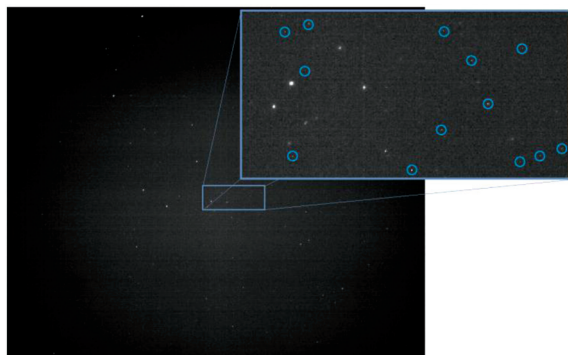


Рис. 1. «Горячие» пиксели (обведены кружками)



Рис. 2. Неравномерная засветка поля зрения



Рис. 3. Неоднородность яркости пикселей

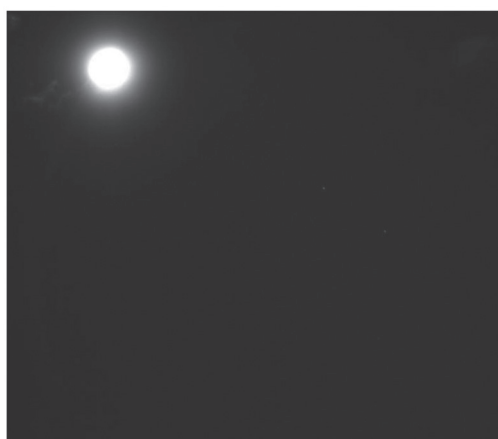


Рис. 4. Засветка поля зрения Луной

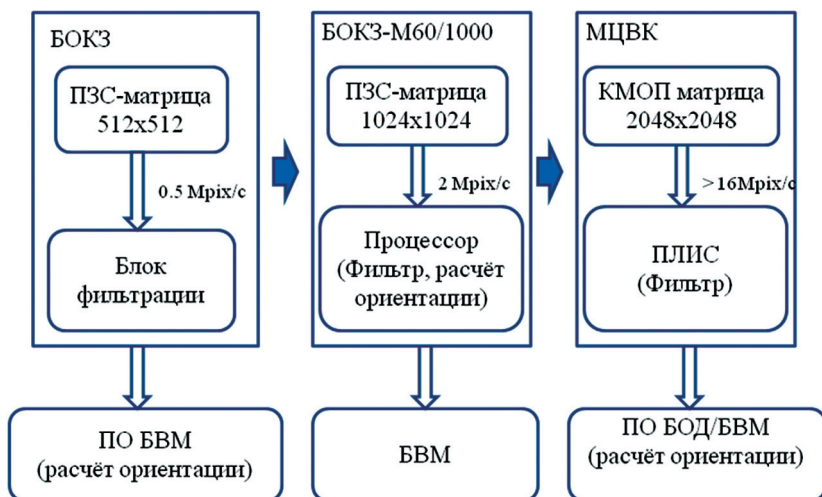


Рис. 5. Реализации фильтров

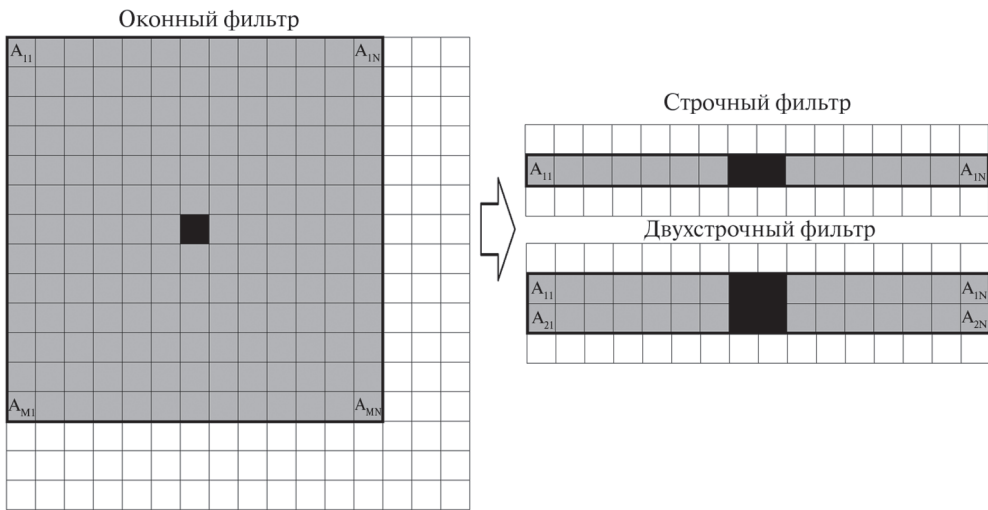


Рис. 6. Поля пикселей оконного (слева), строчного и двухстрочного (справа) фильтров. Чёрное поле — фильтруемые пиксели, серое — пиксели для расчёта порога

Например, кадр, отображающий участок звёздного неба, сканируется двумерным окном. Вычисляется средняя яркость по окну и соответствующий порог прохождения элементов (как среднеквадратическое отклонение). Процедуры выполняются для каждого пиксела матрицы. Эта довольно затратная в смысле времени и использования памяти операция. Поэтому в ходе работы было рассмотрено около десятка линейных адаптивных матрице фильтров, в которых уменьшено количество анализируемых пикселей, а порог рассчитывается за один проход из табличных значений (рис. 6).

Итоговый вариант строчного фильтра имеет встроенную логику отбраковки «горячих» пикселей и малых объектов. Он позволяет обеспечить фильтрацию в темпе считывания матрицы. Тем не менее, из-за своего одномерного анизотропного строения, строчный фильтр хуже реагирует на поперечное изменение фона по оси Y , чем оконный фильтр. Это приводит к некоторому смещению при расчёте параметров остаточного рассогласования (показано ниже), косвенно влияя на точность измерений.

Чтобы отбросить вышеуказанные недостатки, также была создана следующая итерация фильтра — двухстрочный. Помимо того, что в нём вдвое увеличено количество анализируемых пикселей фона, увеличено и ядро анализируемых пикселей, что позволяет гибче задавать критерий отбраковки объектов по количеству содержащихся в них пикселей.

3. ПАРИРОВАНИЕ ЗАСВЕТОК И ПОМЕХ

Для проведения эксперимента по влиянию уровня засветки на работу строчного и двухстрочного фильтров была написана программа на ПК по имитации засветки. Она позволяет добавлять фон нормально распределённых значений, заданной амплитуды и заданным СКО (среднеквадратическое отклонение) к кадру. Программа имеет следующие функции:

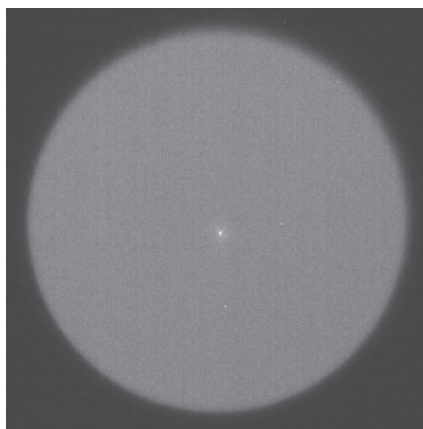


Рис. 7. Пример фрагмента кадра с «Имитатора одной звезды» (значения среднего и СКО для имитации засветки). По области среднее — 969, 395; СКО — 30,145

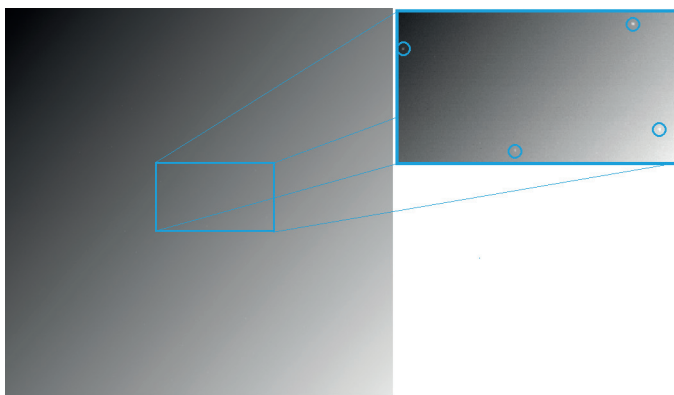


Рис. 8а. Кадр № 1 (с фрагментом, справа) — диагональная линейная засветка (кадр: от темного ~420 ЕМР слева вверху, до ~2900 ЕМР справа внизу); время экспозиции 100 мс; $F_{oc} = 35$ мм; количество пикселей на кадре: 1 048 576

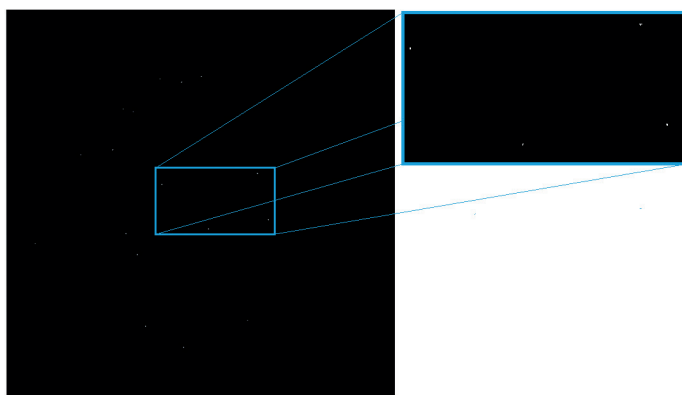


Рис. 8б. Кадр № 1 (с фрагментом, справа), отфильтрованный строчным фильтром; количество объектов на отфильтрованном кадре: 18 (содержат 80 пикс)

- равномерная засветка;
- засветка линейным градиентом горизонтально, вертикально, по диагонали кадра;
- синусоидальная засветка горизонтально, вертикально, по диагонали кадра;
- экспоненциальная засветка по главной диагонали;
- засветка Луной.

Для получения реальных значений СКО и среднего фона по кадру при различных уровнях засветки для данной камеры — на стенде «Имитатор одной звезды» (рис. 7) была отснята группа кадров, с которых и выбирались значения параметров.

Была рассмотрена группа кадров, полученных на имитаторе звёздного неба. С помощью программы на ПК к этим кадрам были добавлены различные эффекты засветки; после — кадры обрабатывались строчным фильтром.

Ниже приведены примеры кадров с различными видами засветки до и после фильтрации. На кадрах рис. 8а, 9а, 10а — диагональная линейная, неравномерная экспоненциальная и лунная засветки, соответственно. Часть звёзд вынесена в увеличенном фрагменте кадра и отмечена кружками. Кадры (рис. 8б, 9б, 10б) — те же, но уже после фильтрации строчным фильтром. Чёрное поле на них соответствует нулевым значениям яркости пикселей, под кадрами указано количество локализованных объектов и число пикселей в них.

Исследование показало, что строчный фильтр удовлетворительно справляется с различными видами неравномерной засветки, оставляя после себя необходимое количество пикселей — объектов, которые можно локализовать, распознать и впоследствии рассчитать по ним ориентацию.

Примеры фильтрации двухстрочным фильтром не приведены, так как результаты визуально и количественно (число локализованных объектов и ненулевых пикселей) отличаются незначительно. Различия фильтров проявляются при последующей оценке точности определения параметров ориентации.

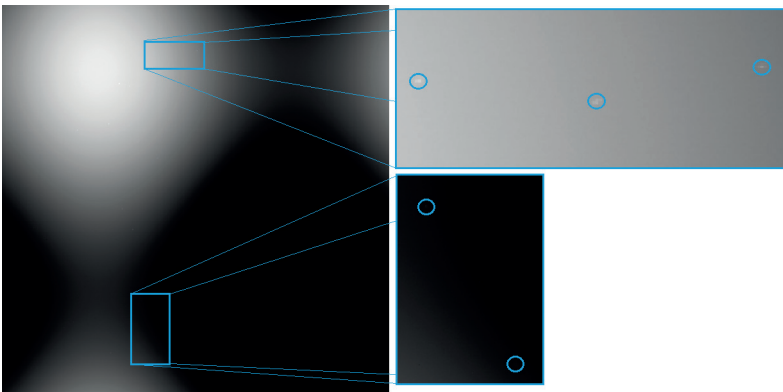


Рис. 9а. Кадр № 2 (с фрагментом, справа) — неравномерная экспоненциальная засветка (значения меняются от 0 до ~2900 ЕМР); время экспозиции 100 мс; $F_{oc} = 35$ мм; количество пикселей на кадре: 1 048 576

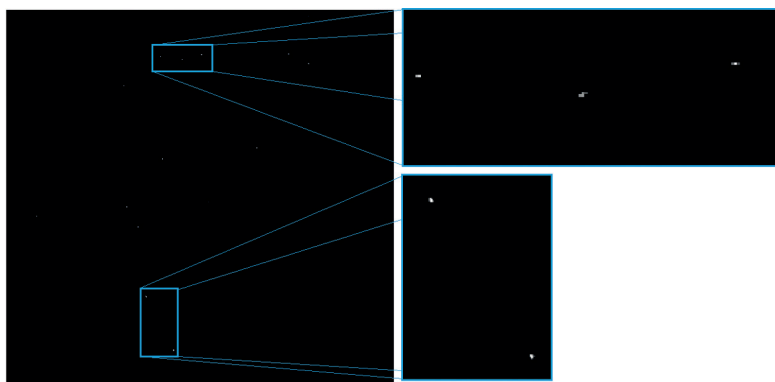


Рис. 9б. Кадр № 2 (с фрагментом, справа), отфильтрованный строчным фильтром; количество объектов на отфильтрованном кадре: 19 (содержат 91 пикс)

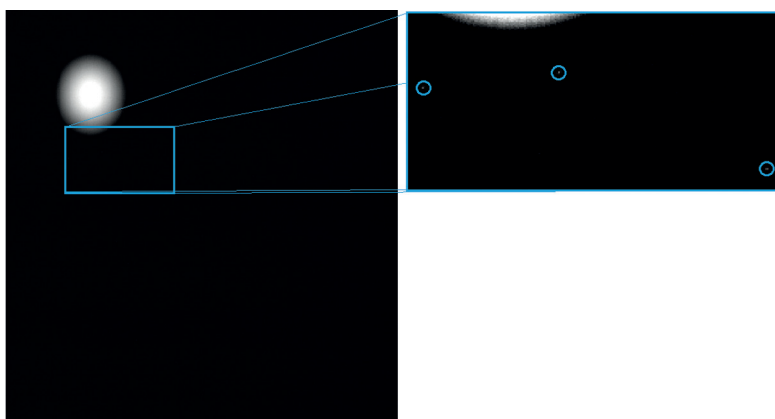


Рис. 10а. Кадр № 3 (с фрагментом, справа), засвеченный Луной; среднее по кадру — 446 ЕМР; СКО — 340 ЕМР; время экспозиции 100 мс; $F_{oc} = 35$ мм; количество пикселей на кадре: 1 048 576

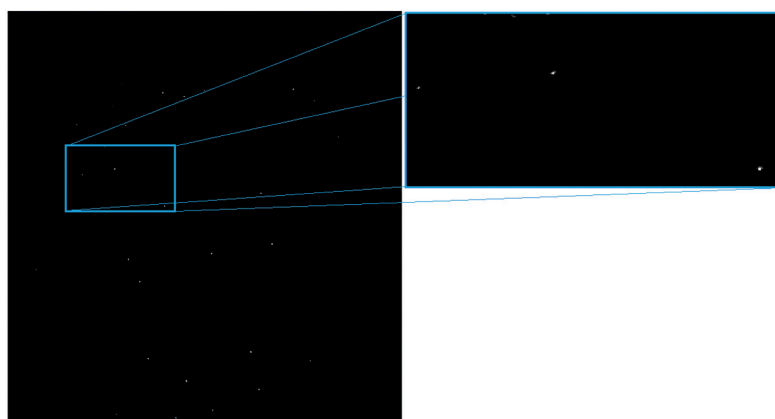



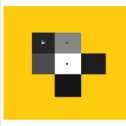
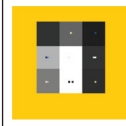
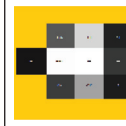
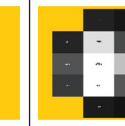
Рис. 10б. Кадр № 3 (с фрагментом, справа), отфильтрованный строчным фильтром; количество объектов на отфильтрованном кадре: 24 (содержат 139 пикс)

4. ИЗОБРАЖЕНИЯ ЗВЁЗД НА ФИЛЬТРОВАННОМ КАДРЕ

Рассмотрим, как одна и та же звезда выглядит на различных экспозициях при фильтрации строчным фильтром (табл. 1).

- Прибор — МЦВК-4000;
- Фотоприёмное устройство — КМОП-матрица CMV-4000;
- Размер матрицы — 2048×2048 пикс;
- Размер пиксела — 5,5×5,5 мкм;
- Фильтрованное бинированное изображение (размер элемента 11 мкм);
- $F_{oc} = 35$ мм.

Таблица 1. Параметры изображения звезды при различном времени экспозиции (звёздная величина 4,0, спектральный класс В3Ve)

Параметры	Время экспозиции, T_{exp} [мс]				
	100	200	300	400	500
Интегральная яркость	593	1309	2303	3190	3732
Количество элементов	4	6	9	10	14
Самый яркий пиксел [EMP]	359	842	1221	1854	1851
Форма					

На рис. 11 можно рассмотреть формы звёзд различной звёздной величины после фильтрации для экспозиции 100 мс. Кадр бинированный.

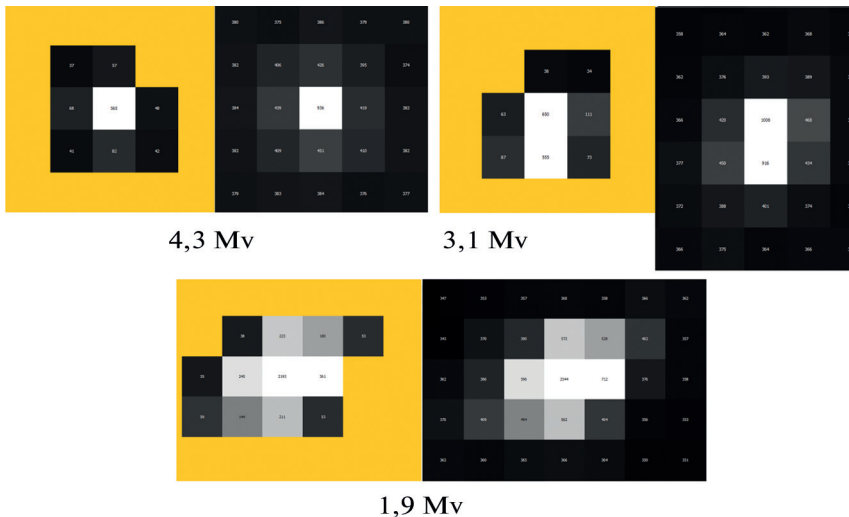


Рис. 11. Изображения звёзд разных звёздных величин на кадре с экспозицией 100 мс. Слева — отфильтрованная звезда на пустом фоне; справа — фрагмент оригинального кадра

5. ОЦЕНКА ТОЧНОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ОРИЕНТАЦИИ

Для группы кадров, полученной со звёздного неба 25.02.2014, была проведена фильтрация оконным фильтром и исследуемым строчным фильтром, учтена дисторсия и рассчитаны параметры ориентации.

- Прибор — МЦВК-4000;
- Фотоприёмное устройство — КМОП-матрица CMV-4000;
- Размер матрицы — 2048×2048 пикс;
- Размер пиксела — 5,5×5,5 мкм;
- Фильтрованное бинированное изображение (размер элемента 11 мкм).
- Время экспонирования 400 мс;
- $F_{oc} = 35$ мм.

На рис. 12–14 приведены графики углов ориентации, остаточного рассогласования, количества объектов и распознанных звёзд для каждого фильтра по группе кадров.

О точности вычисленных параметров ориентации также можно судить по параметрам остаточного рассогласования M_x , M_y , которые характеризуют собой ошибку расчёта координат энергетических центров звёзд по соответствующим осям:

$$M_{x,y} = \sqrt{\frac{\sum_{i=0}^N \mathbf{V}_i^2}{2N - K}},$$

где \mathbf{V} — вектор разности измеренных по кадру и вычисленных по каталогу координат изображений звёзд; N — количество распознанных звёзд; K — число определяемых параметров.

На рис. 15 приведён график параметров остаточного рассогласования для группы кадров после оконного и строчного фильтров.

На рис. 16 приведён график количества локализованных объектов, оставшихся после фильтрации кадров строчным фильтром, и распознанных впоследствии звёзд.

Из вышеприведённых материалов видно, что параметры ориентации, рассчитанные по кадрам после фильтрации строчным и оконным фильтром, отличаются незначительно. Строчный фильтр удовлетворительно парирует различные виды помех, имея при этом достаточную для режима начальной ориентации точность определения параметров.

Тем не менее заметна асимметрия в параметрах остаточного рассогласования в отличие от оконного фильтра.

Это указывает на вносимые строчным фильтром искажения в форму изображений звёзд, хоть и не слишком значительные.

Проведём сравнение точностных характеристик строчного и двухстрочного фильтров.

Для группы кадров, полученной со звёздного неба 15.09.2014, была проведена фильтрация строчным и двухстрочным фильтром, учтена дисторсия и рассчитаны параметры ориентации.

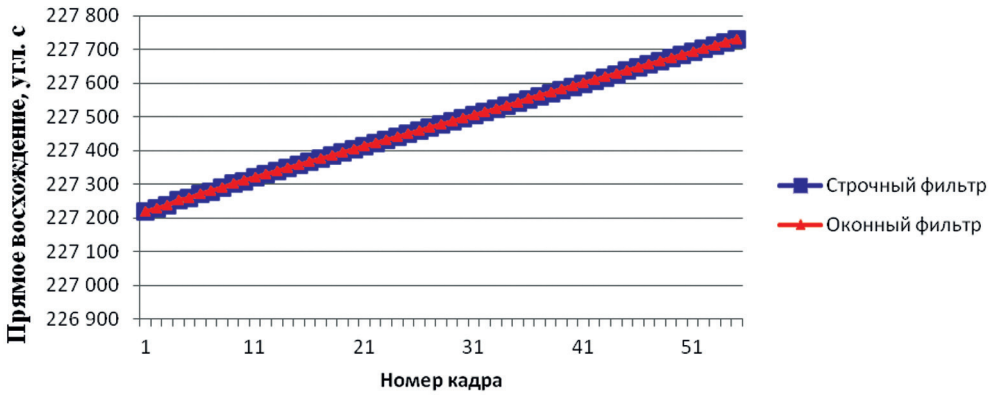


Рис. 12. Изменение параметра «Прямое восхождение» в связи с суточным вращением Земли

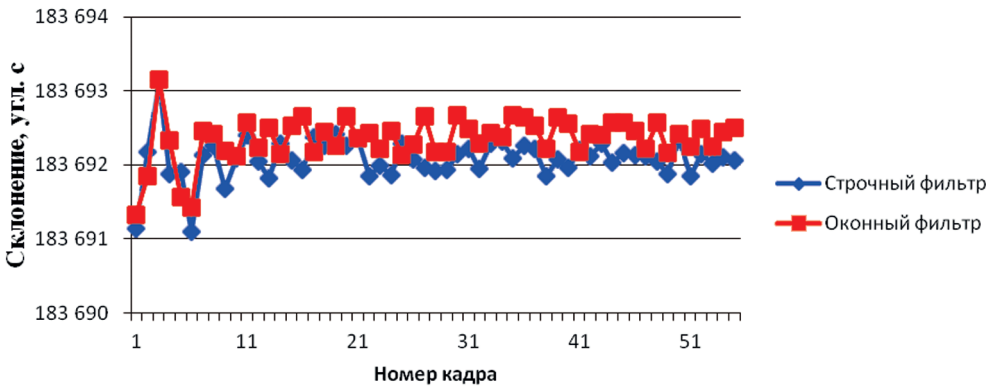


Рис. 13. Разброс параметра «Склонение» между кадрами в статике: строчный фильтр, СКО склонения 0,62 угл. с; оконный фильтр, СКО склонения 0,59 угл. с

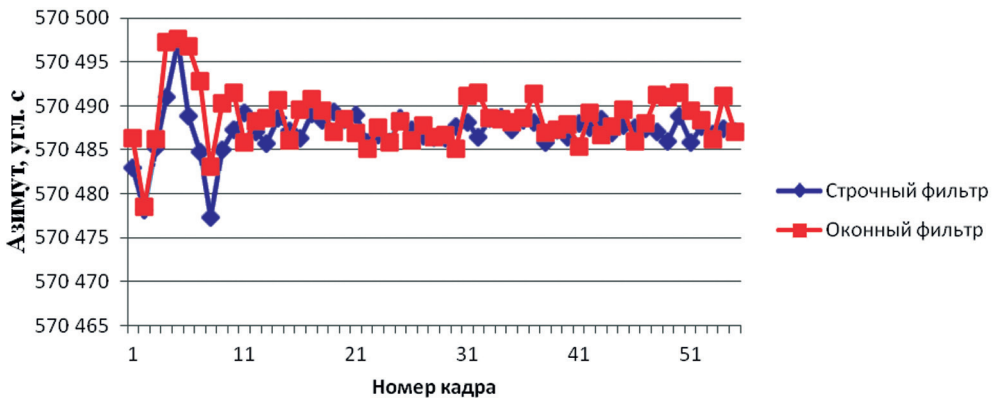


Рис. 14. Разброс параметра «Азимут» между кадрами в статике: строчный фильтр, СКО азимута 6,19 угл. с; оконный фильтр, СКО азимута 6,81 угл. с

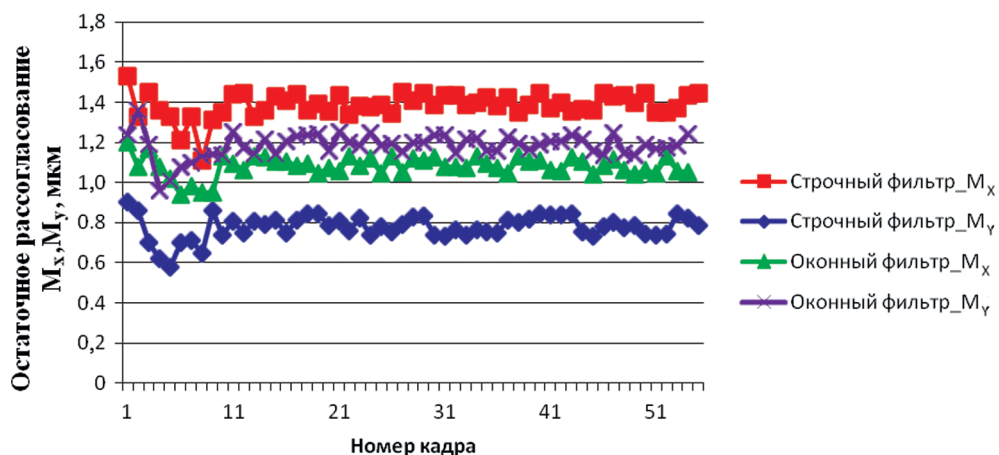


Рис. 15. Параметры остаточного рассогласования: строчный фильтр — $M_x = 1,33$ мкм; $M_y = 0,73$ мкм; $СКО_x = 0,12$ мкм, $СКО_y = 0,12$ мкм; оконный фильтр: $M_x = 1,04$ мкм; $M_y = 1,13$ мкм; $СКО_x = 0,09$ мкм, $СКО_y = 0,12$ мкм

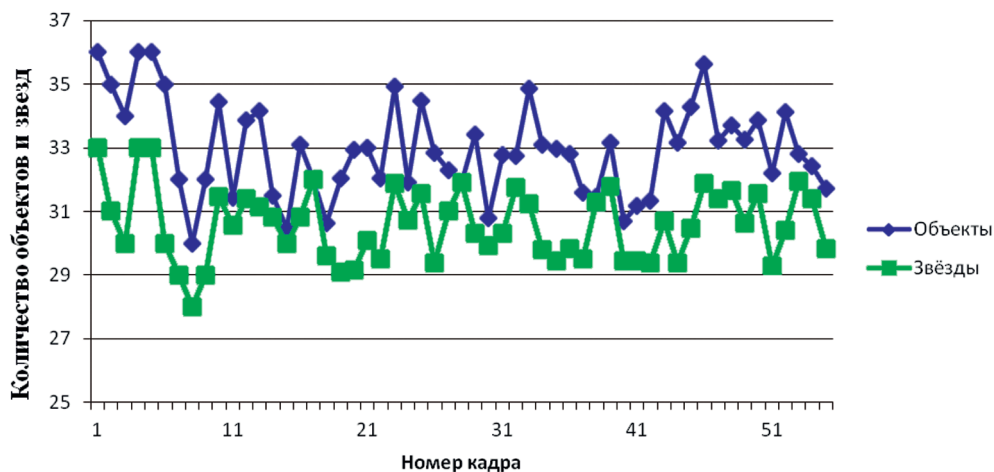


Рис. 16. Строчный фильтр, количество отфильтрованных объектов и распознанных звезд

- Прибор — МЦВК-4000;
- Фотоприёмное устройство — КМОП-матрица CMV4000;
- Размер матрицы — 2048×2048 пикс;
- Размер пиксела — $5,5 \times 5,5$ мкм;
- Фильтрованное бинированное изображение (размер элемента 11 мкм);
- Время экспонирования 400 мс;
- $F_{oc} = 32$ мм.

На рис. 17–21 представлены графики углов ориентации, остаточного рассогласования, количества объектов и распознанных звезд для каждого фильтра по группе кадров.

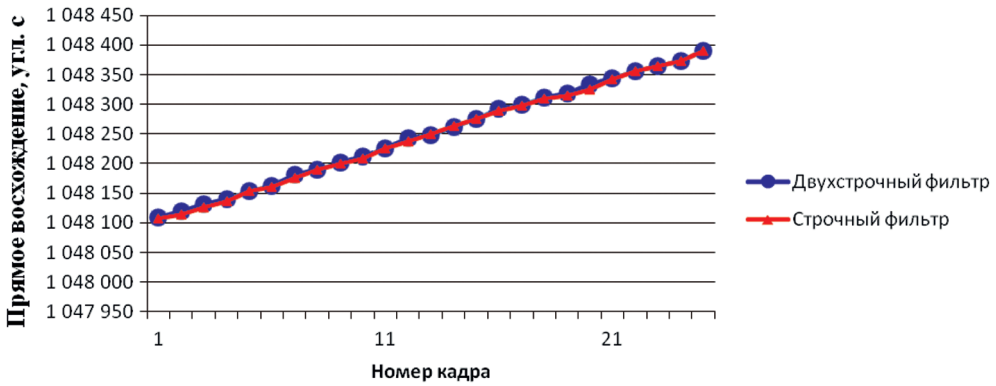


Рис. 17. Изменение параметра «Прямое восхождение» в связи с суточным вращением Земли

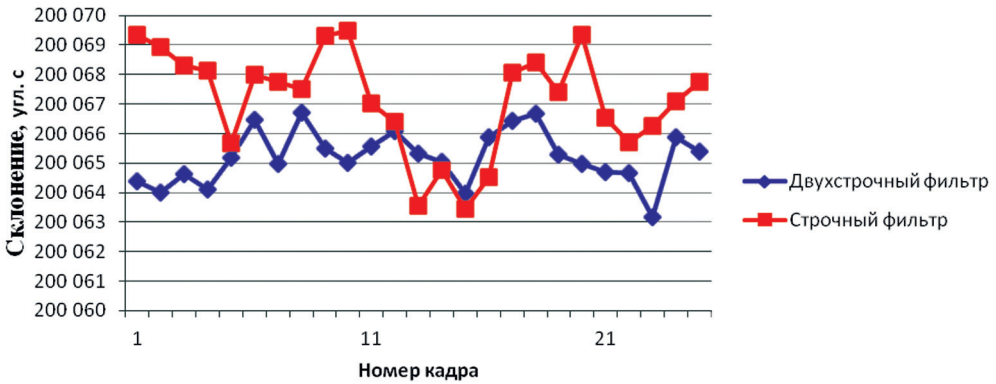


Рис. 18. Разброс параметра «Склонение между кадрами в статике»: строчный фильтр, $СКО_{\delta} = 1,76$ угл. с; двухстрочный фильтр, $СКО_{\delta} = 0,90$ угл. с



Рис. 19. Разброс параметра «Азимут» между кадрами в статике: строчный фильтр, $СКО_{аз} = 12,2$ угл. с; двухстрочный фильтр, $СКО_{аз} = 6,33$ угл. с

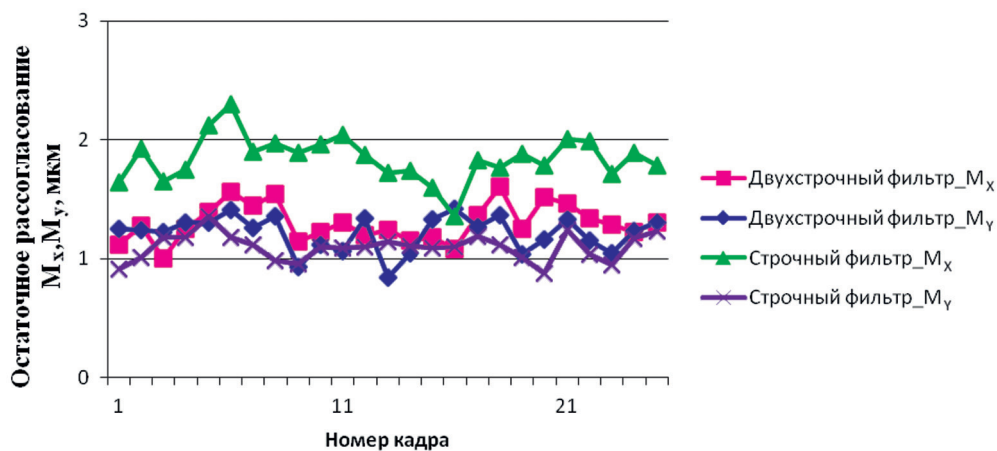


Рис. 20. Параметры остаточного рассогласования: строчный фильтр, $M_x = 1,85$ мкм; $M_y = 1,09$ мкм; $СКО_x = 0,19$ мкм, $СКО_y = 0,11$ мкм; двухстрочный фильтр, $M_x = 1,30$ мкм, $M_y = 1,21$ мкм; $СКО_x = 0,16$ мкм, $СКО_y = 0,15$ мкм

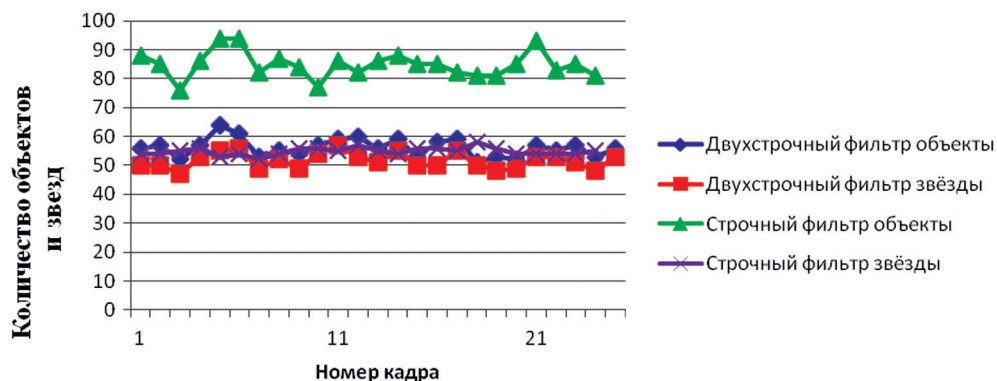




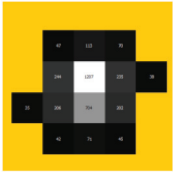
Рис. 21. Количество отфильтрованных объектов и распознанных звезд

Таблица 2. Пример потери пикселей тусклой звезды (звёздная величина 5,3, спектральный класс K0)

Параметры	Время экспозиции [мс]		
	до фильтрации	строчный фильтр	двухстрочный фильтр
Интегральная яркость	642	505	642
Количество элементов	5	3	5
Самый яркий пиксел [EMP]	414	414	414
Форма			

При ближайшем рассмотрении отфильтрованных кадров видно, что в некоторых случаях, когда строчный фильтр искажает изображение звезды, — его двухстрочный аналог лучше справляется с задачей (табл. 2 и 3). Время экспонирования 400 мс, $F_{oc} = 32$ мм.

Таблица 3. Пример потери пикселей яркой звезды (звёздная величина 6,1, спектральный класс M0)

Параметры	Время экспозиции [мс]		
	до фильтрации	строчный фильтр	двухстрочный фильтр
Интегральная яркость	3260	3236	3259
Количество элементов	14	13	14
Самый яркий пиксел [EMF]	1207	1207	1207
Форма			

Следовательно, параметры ориентации после двухстрочного фильтра должны рассчитываться точнее, а параметры остаточного рассогласования — потерять свою асимметрию.

Можно утверждать, что двухстрочный фильтр избавился от недостатков своего предшественника — некоторого искажения изображений звёзд, и, следовательно, имеет меньшую ошибку расчёта координат энергетических центров. Он позволяет точнее рассчитывать параметры ориентации, хотя и стал сложнее в реализации.

6. ДРУГИЕ ВАРИАНТЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ФИЛЬТРА

Данные фильтры могут применяться не только в звёздных датчиках ориентации. При определённых настройках они способны выделять либо объект на кадре целиком, либо только его контур, либо часть объекта.

Выделим с помощью двухстрочного фильтра на кадре контур Луны (рис. 22), саму Луну.

Съёмка проводилась 17.10.2011. Время экспозиции 96 мс.

Характеристики камеры:

- КМОП-матрица CMOSIS-4000;
- Фокус — 50/1,8;
- Входное отверстие — 27,7;
- Поле зрения — 12,85 ° по стороне;
- Кадр бинированный;
- Угловой размер пиксела — 44 угл. с.

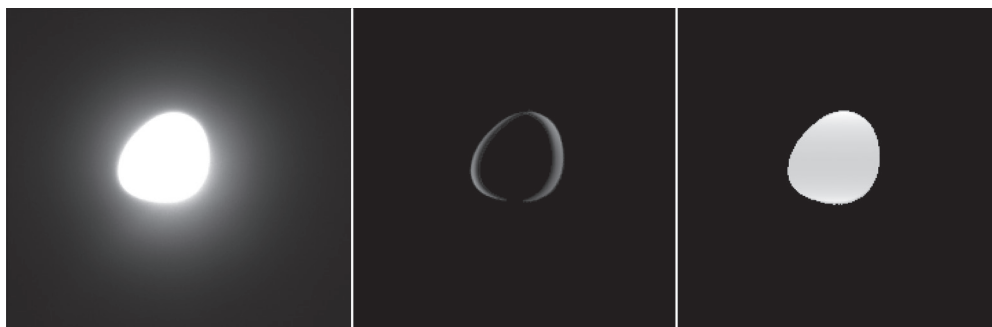


Рис. 22. Кадр со звёздного неба с Луной, кадры после двухстрочного фильтра (слева направо) — при одних настройках фильтр оставляет только контур объекта, при других — сам объект

На рис. 22 видно — фильтр удалил фон и свечение вокруг объекта, оставив только полоску контура шириной ~ 8 пикс в первом случае, во втором — оставил сам объект. Чёрное поле на кадре — нулевые пиксели, фон удалён полностью. Диаметр получившегося на бинированном кадре объекта ~ 44 пикс, что соответствует угловому размеру — $32,2$ угл. мин. При этом количество пикселей в объекте — 1792.

Варьируя длину окна пикселей для анализа фона и величину ядра фильтра, можно задавать ширину получаемого контура или самого объекта.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Оба разработанных фильтра, строчный и двухстрочный, решают задачи начальной ориентации в соответствии с поставленной задачей. При выделении полезных пикселей из полного набора фильтры дают выигрыш в объёме информации на 3-4 порядка. Например, для КМОП-матрицы CMV-4000 с количеством пикселей 419 4304 на полном кадре, после бинирования и фильтрации остаётся от 50 до 2000 пикс полезной информации.

В зависимости от требований и сложности системы, можно выбирать либо более простой строчный фильтр, либо более точный, но более сложный двухстрочный фильтр.

Фильтры удовлетворительно парируют различные виды засветки и помех.

Необходимо отметить, что механизм отброса «горячих» пикселей и неравномерностей должен зависеть от конкретного прибора и его объектива, а точнее — размера изображений звёзд.

Данные фильтры можно применять не только в звёздных датчиках ориентации. При определённых настройках они способны выделять либо объект на кадре целиком, либо только его контур, либо часть объекта. Одна из возможных областей применения — солнечный датчик ориентации.

PRIMARY FILTRATION TASK IN A STAR TRACKER SENSOR

G. A. Avanesov, R. V. Bessonov, P. S. Smetanin

Space Research Institute of Russian Academy of Sciences (IKI RAN)

In this article we discussed a primary filtration task in a star tracker sensor. It is described in short different filters of a BOKZ device family. There is formulated specification for the new filter as simplification of preliminary data processing and its realization on PLD during working in image sensor readout rate. Both variants of filter are comparing by accuracy characteristics with classical «window» filter and against each other. Ability of filters to elimination of flares and irregularities of the image is checked. One of the filters is implementing in a star tracker model — MCVK. It is shown that filter can use not only in star tracker sensors.

Keywords: star tracker, astroorientation, BOKZ, primary filtration, line filter, image sensor.

Avanesov Genrih Aronovich — chief researcher, doctor of technical sciences, genrikh-avanesov@yandex.ru

Bessonov Roman Valerievich — head of department, PhD, besson777@rambler.ru

Smetanin Petr Stanislavovich — engineer, guldthen@gmail.com

ОБЩИЕ ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ КОНТРОЛЬНО-ИСПЫТАТЕЛЬНОЙ АППАРАТУРЫ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫХ ПРИБОРОВ

С. А. Прохорова

Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН)

Рассмотрены общие требования к контрольно-испытательной аппаратуре, преимущества использования высокоскоростного видеоинтерфейса Camera Link при наземной обработке опτικο-электронных приборов. Приведены примеры обработки программно-алгоритмического обеспечения.

Ключевые слова: контрольно-испытательная аппаратура, наземная обработка, скоростной видеоинтерфейс, Camera Link

При наземной обработке опτικο-электронных приборов необходимы технические средства, осуществляющие управление и контроль функционирования приборов при всех видах испытаний. Для этих целей разрабатывается контрольно-испытательная аппаратура (КИА), позволяющая смоделировать бортовую систему управления космического аппарата на уровне связи с прибором и обеспечивающая контроль параметров прибора на всех этапах разработки.

В зависимости от типа прибора специфика КИА различается в деталях, но общая структура сохраняется при всех разработках. В статье приводится общий принцип их построения и рассматривается более конкретно последнее техническое решение, позволяющее получать видеоданные в скоростном режиме.

Функционально от КИА требуется выполнение следующих задач:

- программно-аппаратная имитация бортового комплекса управления;
- информационный обмен и синхронизация работы с прибором;
- приём, отображение и анализ видеoinформации, поступающей с прибора, и сохранение этой информации для дальнейшей обработки;
- обработка программно-алгоритмического обеспечения (ПАО) приборов;
- протоколирование результатов и расчёт статистики работы приборов при длительных испытаниях.

Основные связи КИА с прибором отображены на рис. 1.

Ядро системы — персональный компьютер (ПК), программное обеспечение которого определяет логику работу всей КИА.

Блок сопряжения здесь представлен как комплекс всех аппаратных и технических средств, реализующих используемые в приборе интерфейсы обмена, которые могут являться как отдельными конструкторскими модулями, так и установленными в персональный компьютер (ПК) платами.

Для реализации всех функций КИА разрабатывается специальное программное обеспечение (СПО), структурная схема которого представлена на рис. 2.

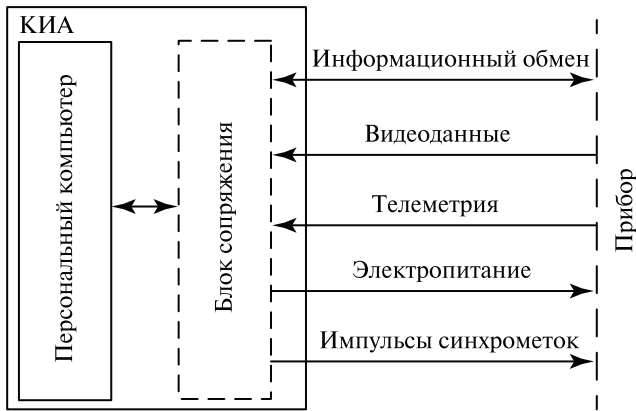


Рис. 1. Взаимодействие КИА с прибором

Модульная реализация позволяет разделить СПО по функциональным задачам и при создании нового КИА использовать уже готовые решения, что позволяет сократить трудоёмкость разработки.

Взаимодействие с оператором происходит в оконном интерфейсе, где вся необходимая информация выводится на экран монитора в текстовом или графическом виде.

Информационное взаимодействие и управление осуществляется в соответствии с протоколом для конкретного прибора по штатным каналам обмена. Такие каналы имеют пропускную способность не более 1 Мбит/с, что затрудняет приём регистрируемого изображения от приборов, в которых видеоданные не являются целевой информацией. К примеру, передача кадра размером 1024×1024 пикс длится несколько секунд, занимая при этом линию обмена, тем самым делая невозможным постоянный контроль изображения при работе прибора.

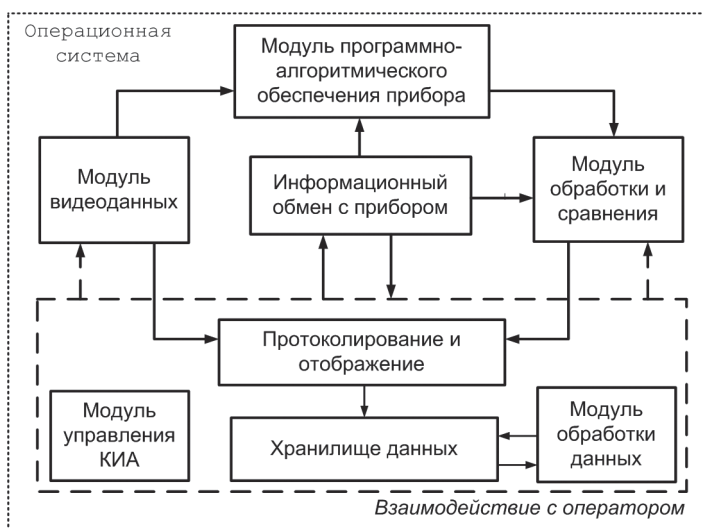


Рис. 2. Структурная схема СПО

При качественном росте технических характеристик приборов, в частности при увеличении частоты работы, повышаются требования к испытательному оборудованию и методикам проверки, так что используемые штатные интерфейсы перестают обеспечивать достаточную точность проверки.

В настоящее время в ИКИ РАН разрабатываются приборы, включающие в свою работу скоростной видеоинтерфейс, реализованный по стандарту Camera Link и способный обеспечить скорость передачи видеоданных до 2 Гбит/с (см. статью в настоящем сборнике *Аванесов Г.А., Бессонов Р.В., Фориш А.А., Залялова Р.Г., Филатов А.Д.* Анализ современного состояния и перспектив развития приборов звёздной ориентации семейства БОКЗ, с. 6). Протоколом также предусмотрен отдельный канал обмена между платой и камерой, что позволяет подавать сигналы управления и связи независимо от сигналов видео.

В приборах интерфейс Camera Link реализован таким образом, что передача изображения происходит непосредственно с матрицы, сразу после завершения экспонирования и до обработки его процессором, как показано на рис. 3.

Приём видеоданных может происходить параллельно со штатным информационным обменом, позволяя получать кадры, регистрируемые прибором, не вмешиваясь в текущий режим работы, что существенно упрощает отладку программно-алгоритмического обеспечения.

Полученные изображения со служебной информацией сохраняются на жёстком диске ПК для дальнейшего анализа и постобработки.

Ниже приведена одна из реализаций лабораторной отработки.

При длительных испытаниях по технологическому интерфейсу Camera Link передаются все изображения, сделанные прибором за время работы, вместе с пакетом данных, содержащим код синхронизации, время экспонирования и идентификатор прибора. Вся информация сохраняется на жёстком диске компьютера вместе с телеметрической информацией, полученной от прибора по штатному интерфейсу обмена. По окончании испытаний становится возможным пошагово восстановить всю работу прибора и тем самым выявить возможные ошибки и неточности.

Как уже говорилось, скорость передачи видеоданных по интерфейсу Camera Link может составлять до 2 Гбит/с. Передача полного кадра размером 2048×2048 пикс разрядностью 12 бит с учётом команды запроса и задержек протокола длится около 120 мс при минимальном времени экспозиции.

Производительность современных компьютеров позволяет обрабатывать и выводить на экран полученные кадры за время меньше 100 мс. Таким образом, возможно организовать непрерывный приём полных изображений до 8 кадр/с.

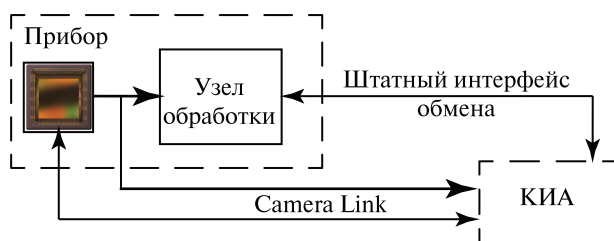


Рис. 3. Реализация интерфейса Camera Link

На рис. 4 приведён пример интерфейсного окна специального программного обеспечения, позволяющего проводить работы с камерой в режиме реального времени.

Помимо простого приёма видеоданных по интерфейсу Camera Link также возможна передача управляющих команд.

Для изменения какого-либо параметра матрицы, к примеру, времени экспонирования, на панели интерфейсов задаётся его значение и по команде передаётся на камеру. Изменения можно сразу проследить в том же окне изображений, как, например, на рис. 5, где приведены фрагменты из шести кадров с разной экспозицией, полученных один за другим.

Отображение кадров в реальном времени делает разработку алгоритмического обеспечения приборов полностью прозрачной. Алгоритм обрабатывается на персональном компьютере и на прибор передаются только команды изменения настроек матрицы и запрос на передачу изображения, а в следующем кадре оценивается реакция прибора.

В качестве примера приведена отработка алгоритма автоподбора экспозиции.

Логика алгоритма реализована на персональном компьютере. При этом все необходимые параметры алгоритма вынесены в интерфейс пользователя, как показано на рис. 6.

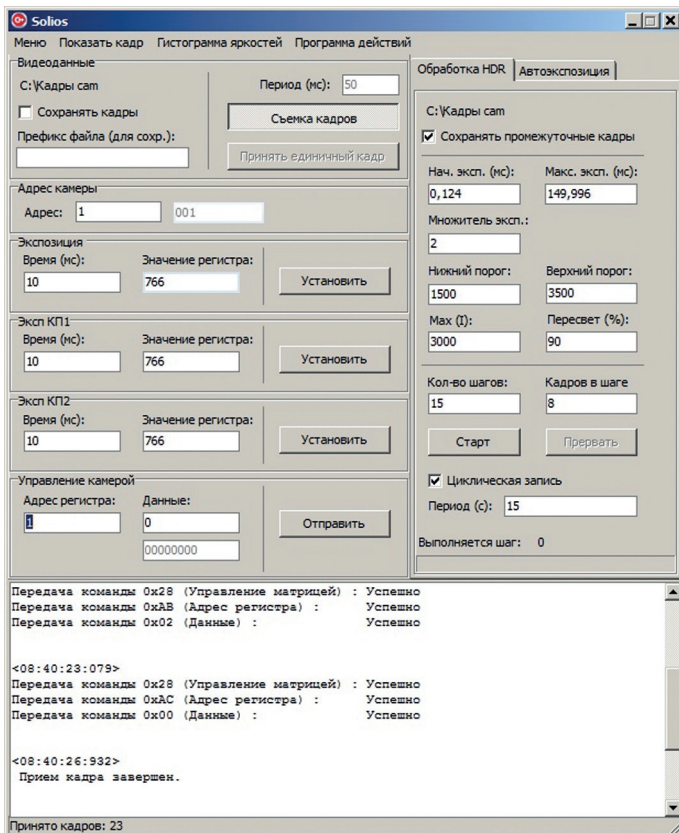


Рис. 4. Главное окно СПО



Рис. 5. Кадры с разными параметрами экспозиции

Обработка HDR		Автоэкспозиция
Директория:		
C:\Кадры sam\HDR Hight		
Сохранять кадры <input type="checkbox"/>		
Начальные параметры HDR Hight...		
M:	- dM :	+ dM :
2500	200	200
Dmean	- dN (%) :	+ dN (%) :
200	1	1
Нач. эксп.:	% засвеч.:	K tkr_min:
10	5	0,3
Старт		
Стоп		
Пауза		
Этап обработки:		
БЛОК КОРРЕКЦИИ 15		
Полная экспозиция : 16,163		
Экспозиция КП : 8,081		
Шаг по экспозиции : 0,453		
Пересвеч. пиксели : 30928 (0,74%)		
Макс. яркость : 4095		
Среднее значение : 2525		

Рис. 6. Параметры алгоритма

Начальные параметры используются при запуске, остальные возможно изменять по ходу выполнения алгоритма без прерывания работы. При этом в отдельных окнах отображается текущее изображение и его гистограмма, так что результат изменения параметров можно сразу оценить визуально.

Для более точной оценки в информационном поле выводятся все промежуточные результаты отработки по текущему кадру, а в рабочем окне — команды изменения настроек прибора.

Предусмотрена также возможность приостановки работы в любой момент выполнения для подробного анализа и расчётов.

Структура программы позволяет в достаточно короткое время менять как сам алгоритм, так и входные параметры или выводимую информацию.

Подобная схема позволяет гибко отработать все нюансы алгоритма, рассмотреть все возможные варианты и подобрать константы ещё до загрузки ПАО в прибор, что существенно ускоряет его разработку.

В настоящее время приведённые методики были успешно опробованы при разработке прибора МикроБОКЗ и отладке алгоритмов камер из состава лунного посадочного модуля, чем подтвердили свою практическую ценность и целесообразность использования в будущих проектах.

GENERAL PRINCIPLES OF OPTICAL-ELECTRONIC DEVICES CHECKOUT EQUIPMENT CONSTRUCT

S. A. Prokhorova

Space Research Institute of Russian Academy of Sciences (IKI RAN)

In article the general requirements to control test apparatus, advantages of use of the high-speed Camera Link video interface are considered at land working off of devices of optical-electronic appointment. Examples of working off of program and algorithmic providing are given.

Keywords: checkout equipment, ground test, high-speed video interface, camera link.

Prokhorova Svetlana Andreevna — junior researcher, prokhorovasa@yandex.ru

АЛГОРИТМЫ РАБОТЫ СЪЁМОЧНЫХ КАМЕР СЛУЖЕБНОЙ ТЕЛЕВИЗИОННОЙ СИСТЕМЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «ЛУНА-ГЛОБ»

Я. Д. Эльяшев, Р. В. Бессонов, И. В. Полянский, С. А. Прохорова, Б. С. Жуков

Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН)

Рассматривается алгоритмическое обеспечение служебной телевизионной системы (СТС-Л) для проекта ЛУНА-ГЛОБ. Предложено два алгоритма, направленных на улучшение качества изображений, получаемых при помощи этой системы. Первый алгоритм использует встроенную функцию КМОП-матрицы по расширению динамического диапазона. Он выполняет автоматический подбор времени экспозиции и параметров встроенной функции расширения динамического диапазона. Второй алгоритм использует программный метод расширения динамического диапазона камеры на 2-3 порядка. Также предложено несколько методов устранения структурного шума и проведён сравнительный анализ этих методов.

Ключевые слова: ЛУНА-ГЛОБ, «СТС-Л», обзорные камеры, стереопары, CMV-4000, расширенный динамический диапазон, подавление шума.

ВВЕДЕНИЕ

В планирующейся миссии ЛУНА-ГЛОБ будет использоваться служебная телевизионная система (далее по тексту — СТС-Л). Эта система предназначена для получения стереоизображений поверхности Луны, отработки алгоритмов автоматического выбора места посадки, визуального контроля и целеуказания для манипулятора и для получения обзорных панорамных снимков поверхности Луны.

Будут рассмотрены некоторые общие вопросы по разработке СТС-Л, а также представлены алгоритмы для расширения динамического диапазона камер, автоматического подбора экспозиции и подавления шумов.

СОСТАВ СЛУЖЕБНОЙ ТЕЛЕВИЗИОННОЙ СИСТЕМЫ СТС-Л

Система СТС-Л будет состоять из восьми камер и блока сбора и обработки данных (БСД). В состав камер будут входить два комплекта стереопар (по две камеры в комплекте) и четыре камеры для панорамного обзора вокруг посадочного модуля. Камеры разработаны в оптико-физическом отделе ИКИ РАН. Все камеры представляют собой фотоприёмные устройства, основанные на КМОП-матрицах (комплементарная структура металл-оксид-полупроводник; *англ.* CMOS, complementary metal-oxide-semiconductor) CMV-4000 фирмы CMOSIS. Эти камеры содержат ПЛИС (программируемая логическая интегральная схема; *англ.* PLD, programmable logic device), позволяющий

Эльяшев Яков Дмитриевич — младший научный сотрудник, eluashev-jak@yandex.ru

Бессонов Роман Валерьевич — заведующий отделом, кандидат технических наук

Полянский Иван Валерьевич — главный конструктор проекта, ivpolyan@cosmos.ru

Прохорова Светлана Александровна — младший научный сотрудник

Жуков Борис Сергеевич — старший научный сотрудник, кандидат физико-математических наук, bzhukov@iki.rssi.ru

проводить первичную обработку принимаемого изображения и передавать его в БСД.

Комплект стереопары представляет собой две камеры с полем зрения 50° (рис. 1), установленные друг от друга на некотором расстоянии, называемом стереобазой. Изображения, полученные с этих камер, для объектов будут обладать параллаксом. Зная элементы внутреннего и внешнего ориентирования камер, и измеряя параллакс, можно рассчитать трёхмерные координаты объекта. Рассчитав координаты различных точек на изображении, можно построить трёхмерную модель поверхности.

Обзорные камеры предназначены для получения панорамных снимков вокруг посадочного модуля. Они отличаются от стереопар только объективом (рис. 2). Для получения панорамного снимка четырьмя камерами необходимо большое поле зрения у каждой камеры. Для них было выбрано поле зрения 115° .

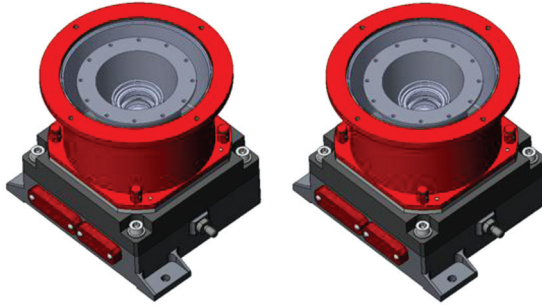


Рис. 1. Комплект стереопар для системы технического зрения посадочного модуля «Луна-Глоб»



Рис. 2. Обзорные камеры для системы технического зрения посадочного модуля «Луна-Глоб»

Стереопары выполняют две задачи:

- съёмка поверхности Луны во время посадки с целью последующей разработки и отработки алгоритмов автоматического выбора места посадки для будущих миссий;
- съёмка зоны работы манипулятора для контроля его движения и целеуказания.

Для этого предусмотрено два комплекта стереопар: один будет располагаться на дне аппарата, второй — над манипулятором (рис. 3, 4). Посадочная стереопара должна иметь стереобазу не менее 2 м; стереопара, используемая для съёмки зоны манипулятора, — около 30 см.

Обзорные камеры будут располагаться по периметру аппарата (рис. 5). Поле зрения камер представлено на рис. 6–8.

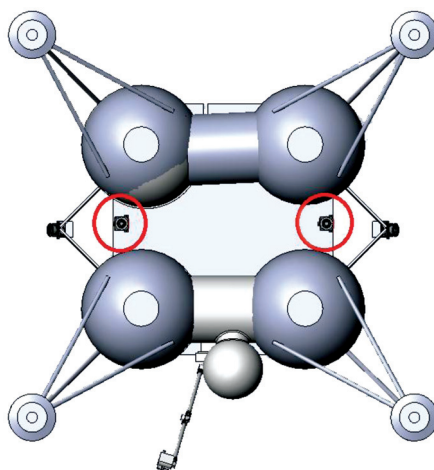


Рис. 3. Расположение стереопары для съёмки поверхности Луны во время посадки (вид снизу)

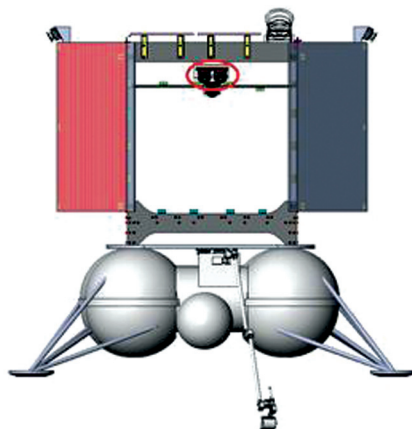


Рис. 4. Расположение стереопары для контроля движения манипулятора

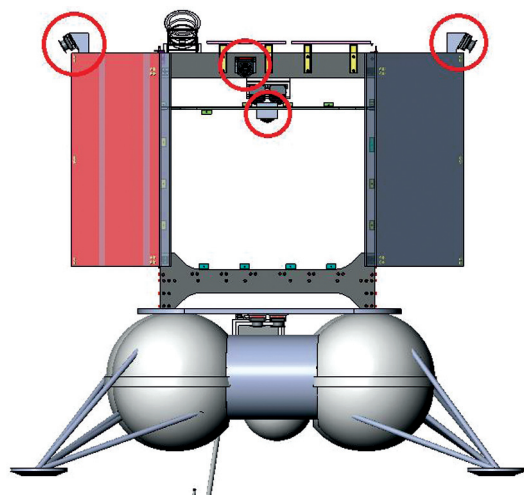


Рис. 5. Расположение обзорных камер

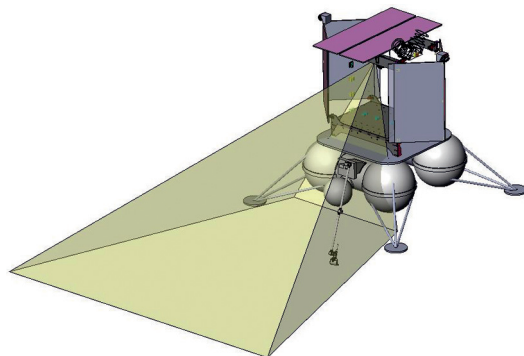


Рис. 6. Поле зрения стереопары, предназначенной для контроля движения манипулятора

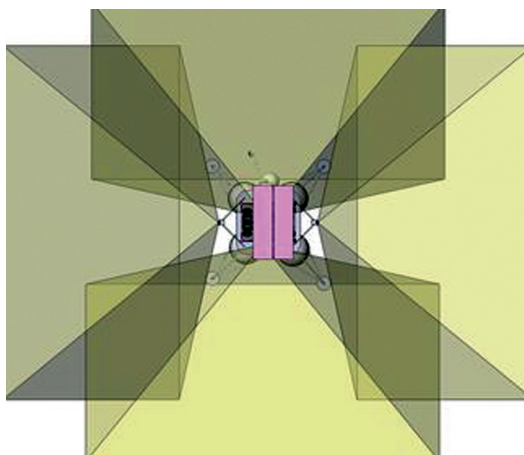


Рис. 7. Поля зрения обзорных камер

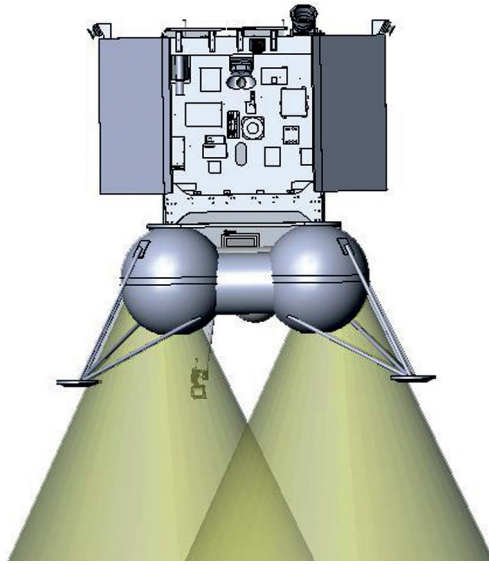


Рис. 8. Поля зрения стереопары, предназначенной для съёмки поверхности Луны во время посадки

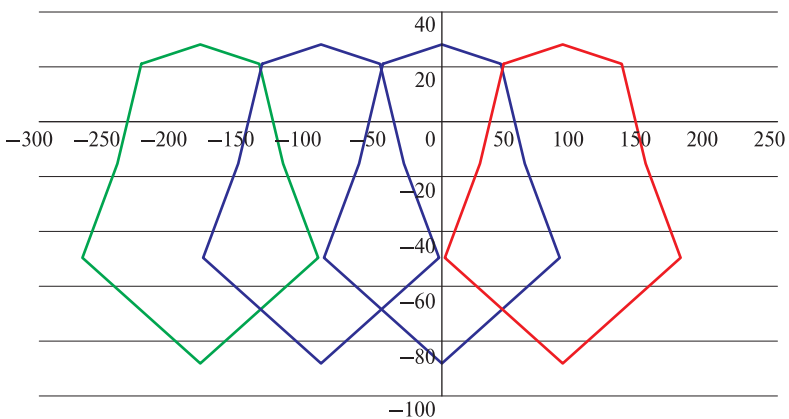


Рис. 9. Перекрывание полей зрения обзорных камер

Поля зрения обзорных камер имеют значительное перекрытие (рис. 9), что позволит впоследствии составить из них круговую панораму.

ЭТАПЫ СЪЁМКИ

На протяжении миссии ЛУНА-ГЛОБ можно выделить три этапа, различающихся по задачам, решаемым системой технического зрения (рис. 10).

На первом этапе аппарат летит вдоль поверхности Луны. При этом на поверхность будет направлена одна из обзорных камер. Во время этого этапа планируется получать изображения с этой камеры с частотой до 2 кадр/с. Эти изображения можно будет использовать для получения карты поверхности

Луны и отработки алгоритмов оптической навигации на лунной орбите. Длительность этого этапа составляет порядка 5 мин. В конце этапа аппарат тормозится и разворачивается перпендикулярно поверхности.

На втором этапе аппарат постепенно снижается и садится на поверхность. При этом по данным радиодальномеров контролируется высота. Во время этого этапа планируется работа четырёх обзорных камер и комплекта посадочной стереопары. При помощи обзорных камер будет получен ряд изображений с частотой порядка 1 кадр/с, который затем можно преобразовать в видеоряд. Изображения со стереопары будут использоваться для разработки и отработки алгоритмов измерения высоты и скорости КА во время посадки, а также выбора безопасного места посадки. Длительность второго этапа составляет порядка 1 мин.

После посадки и до окончания миссии наступает третий этап съёмки, во время которого планируется периодичная съёмка обзорными камерами. На этом этапе каждые 2 ч будут получаться круговые панорамные изображения поверхности Луны, которые затем будут представлены в формате видеопленки. Во время восхода и заката планируется принимать по 10 кадр/ч на протяжении 2 ч для фиксации свечения горизонта. Эти данные затем будут использоваться для оценки количества пыли над поверхностью Луны.

Во время работы манипулятора будет включаться расположенная над ним стереопара. По полученным с неё изображениям на Земле будет создана трёхмерная модель поверхности Луны в зоне работы манипулятора, а также в трёхмерном режиме будут задаваться для него координаты цели.

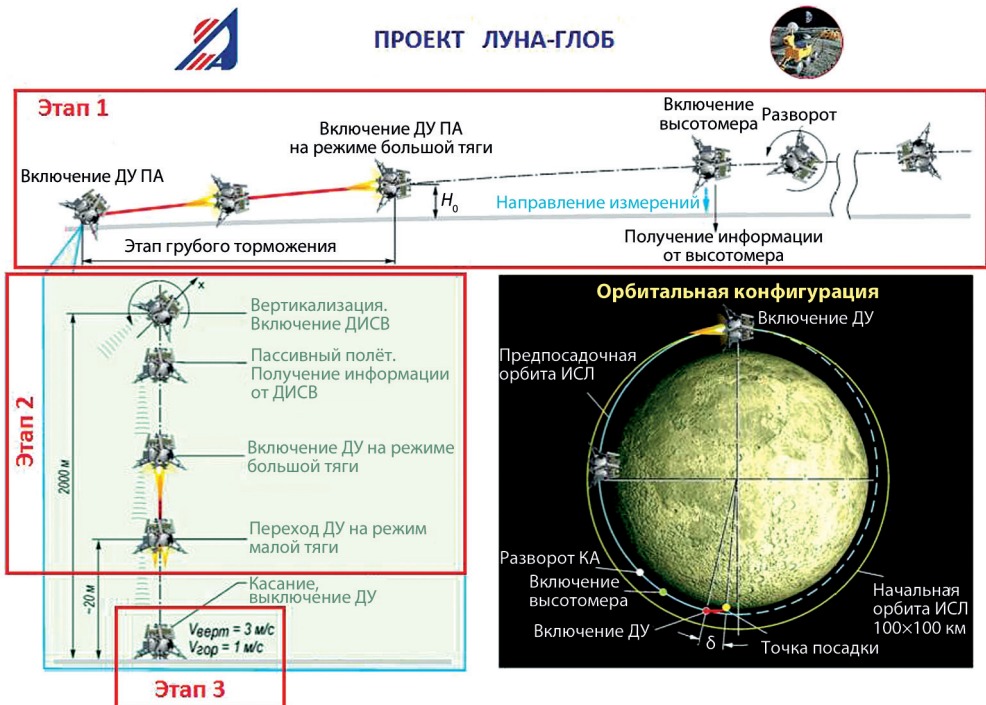


Рис. 10. Этапы миссии ЛУНА-ГЛОБ



Рис. 11. Контрастные тени на поверхности Луны

УСЛОВИЯ СЪЁМКИ НА ЛУНЕ

Место для посадки КА «Луна-Глоб» предварительно выбрано в приполярной области Луны. При этом высота Солнца над горизонтом не будет превышать 20° . Это приведёт к появлению длинных теней от объектов на поверхности, а отсутствие рассеяния света в атмосфере — к высокой контрастности этих теней. Яркость затемнённых участков поверхности будет на 3-4 порядка ниже яркости освещённых объектов (рис. 11).

Такой большой диапазон яркостей требует большого динамического диапазона камер. Для получения чётких изображений были разработаны методы расширения динамического диапазона камер, основанные на встроенных функциях КМОП-матрицы CMV-4000 и на программной постобработке изображений.

МЕТОДЫ РАСШИРЕНИЯ ДИНАМИЧЕСКОГО ДИАПАЗОНА И АЛГОРИТМЫ, ПОСТРОЕННЫЕ НА ЭТИХ МЕТОДАХ

Нелинейная выходная характеристика

На первом и втором этапах съёмки (во время посадки аппарата) не будет времени для получения нескольких кадров, поэтому необходимо на одном кадре получить максимально большой динамический диапазон. Для этого используется встроенная функция матрицы CMV-4000, позволяющая применять нелинейную выходную характеристику. Эта функция реализует кусочно-линейную выходную характеристику матрицы на аппаратном уровне. С её помощью можно добиться, чтобы яркие пиксели не уходили в насыщение при большом суммарном времени накопления, а тёмные пиксели накапливались беспрепятственно. Возможно разбиение на два или три линейных участка.

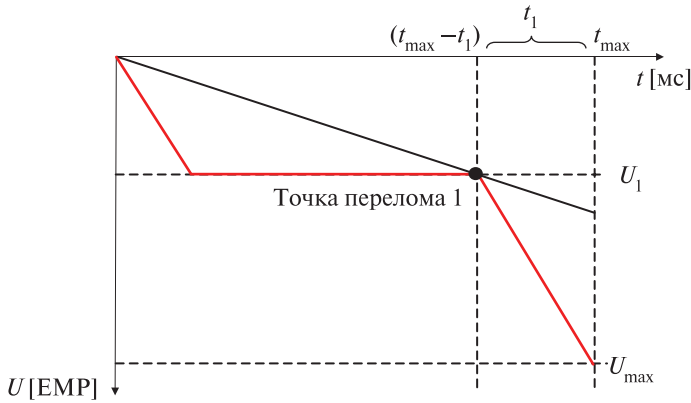


Рис. 12. Кусочно-линейная выходная характеристика при использовании встроенной функции расширения динамического диапазона, один перелом

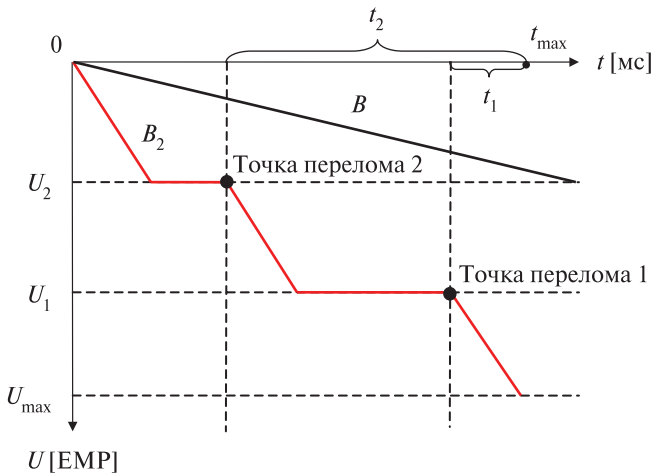


Рис. 13. Кусочно-линейная выходная характеристика при использовании встроенной функции расширения динамического диапазона, два перелома

На рис. 12 и 13 красным цветом (толстая линия) представлен пиксел, на который падает большое количество света, чёрным — пиксел, на который падает меньше света. Как показано на рисунке, яркий пиксел, дойдя до уровня U_1 , останавливается и удерживается до заданного времени $t_{\max} - t_1$. После этого он продолжает накопление в течение времени t_1 . Получается, что засвеченный пиксел не уходит в насыщение, а значение тёмного пиксела остаётся нетронутым. Другими словами, данная функция даёт возможность ярким и тёмным пикселям накапливаться разное время.

Применение данной встроенной функции матрицы с двумя переломами аналогично выходной характеристике, показанной на рис. 14.

Таким образом, можно расширить динамический диапазон очень сильно, но при таком переломе выходной характеристики на изображении начинает расти шум. Эмпирически было найдено, что максимально возможное изменение динамического диапазона без значительного искажения изображе-

ния составляет 2-3 раза. Кроме того, уровень U_1 (см. рис. 12) нельзя менять в большом диапазоне опять же из-за повышения уровня шума. Для наилучшего качества изображения U_1 должен находиться около середины диапазона камеры. Таким образом, регулировать степень наклона выходной характеристики можно только изменением времени t_1 (см. рис. 12).

Применение выходной характеристики с двумя переломами не влечёт за собой значительного улучшения изображения, а количество шумов существенно увеличивается, поэтому планируется применять нелинейную выходную характеристику с одной точкой перелома.

На рис. 15 приведены два кадра — на одном использовалась нелинейная выходная характеристика, на другом — нет. Видно, что области, которые были засвечены до применения нелинейной выходной характеристики, прорисовались, но при этом значительно возрос уровень шума в светлых участках кадра.

На основе этого метода был разработан алгоритм для автоматического подбора экспозиции и величины искривления выходной характеристики. Этот алгоритм будет применяться во время посадки, когда нет времени на приём нескольких кадров.

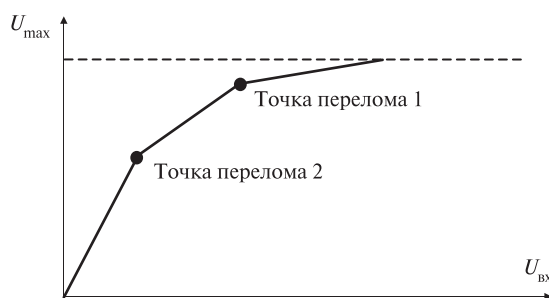


Рис. 14. Результирующая выходная характеристика

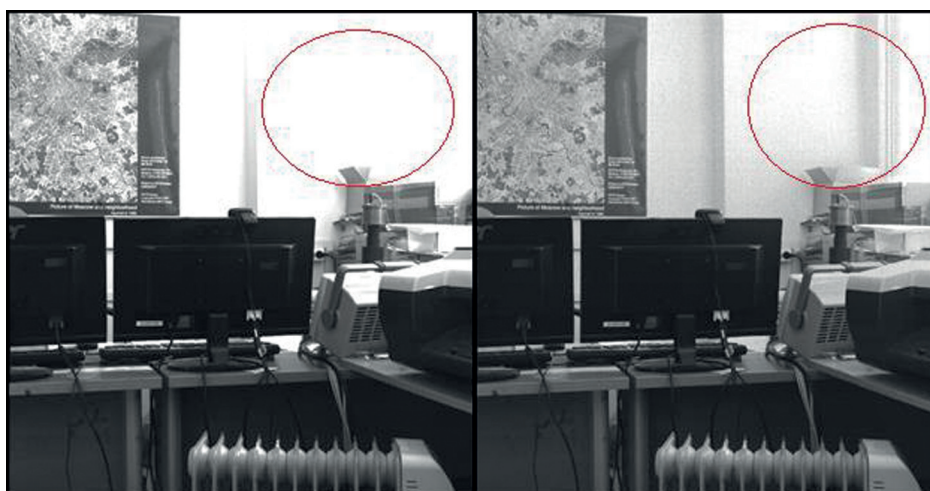


Рис. 15. Кадры: без использования нелинейной выходной характеристики (слева) и с использованием (справа)

В основе алгоритма лежит требование, чтобы на изображении было как можно меньше пересвеченных пикселей (пикселей, достигших насыщения).

Каждый принимаемый кадр анализируется: на нём высчитывается количество пересвеченных пикселей и среднее значение по кадру. Исходя из получившихся значений принимается решение по изменению параметров экспозиции и степени наклона выходной характеристики. При этом алгоритм старается подогнать динамический диапазон камеры в соответствие со сценой. Если среднее значение ниже заданного (для тестирования бралась середина диапазона матрицы), а количество пересвеченных пикселей превышает заданное количество (1 %), то алгоритм первым делом увеличивает динамический диапазон матрицы искривлением выходной характеристики, и только по достижении максимального искривления начинает менять экспозицию. Если же среднее находится около заданного значения и пересвеченных пикселей нет, то алгоритм выпрямляет выходную характеристику для уменьшения шумов и более полного использования диапазона матрицы. Любые другие сочетания значений среднего и количества пересвеченных пикселей также обрабатываются исходя из требования наиболее полного использования диапазона матрицы и понижения уровня шумов.

Программный метод расширения динамического диапазона

После посадки снимаемая камерами сцена будет практически статичной. На протяжении 400 с тени будут перемещаться на изображении не более чем на 1 пикс, что позволяет сделать несколько кадров и, скомбинировав пиксели с них, значительно расширить динамический диапазон.

Существует множество методов расширения динамического диапазона, среди них было выбрано комбинирование кадров с различным временем экспозиции.

Рассматриваемый метод расширения динамического диапазона предполагает использование серии снимков, снятых с разной экспозицией: от заданного минимального времени с определённым шагом до максимального времени накопления. Каждый пиксел последующего кадра проверяется на попадание в диапазон яркостей от Tr_{\min} до Tr_{\max} (рис. 16). Если этот пиксел попадает в диапазон, а тот же пиксел первого (базового) кадра — нет, то пиксел базового кадра заменяется. Если какой-либо пиксел базового кадра ни разу не был заменён, а на последнем кадре он не пересвечен, то он заменяется соответствующим пикселом последнего кадра. Таким образом, в результате проведённого синтеза получается кадр K_{kombi} , все пиксели которого находятся в диапазоне от Tr_{\min} до Tr_{\max} .

Для восстановления реальной яркости на кадре необходимо при каждой замене пиксела также записывать значение экспозиции, соответствующей данному пикселу. Далее, поэлементно разделив получившуюся матрицу яркости изображения на матрицу экспозиций, можно получить изображение с чёткой прорисовкой как тёмных, так и светлых участков.

В рамках проекта СТС-Л авторами статьи был разработан алгоритм получения и восстановления HDR (*англ.* High Dynamic Range; высокий динамический диапазон) изображения, основанный на этом методе.

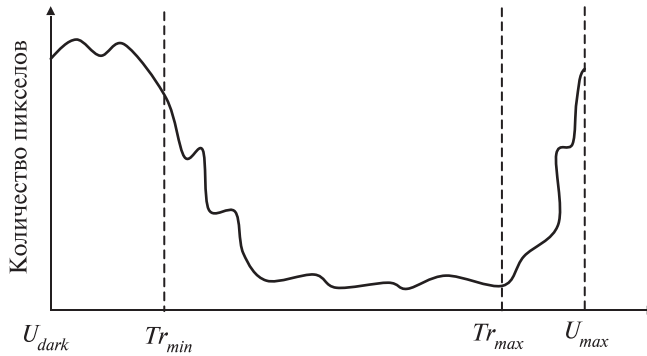


Рис. 16. Гистограмма распределения яркостей на одиночном кадре высокого динамического диапазона

Алгоритм получения комбинированного кадра и матрицы выдержек состоит в следующем.

1. Начиная с минимальной выдержки последовательно принимаются одиночные кадры с увеличением экспозиции в два раза, до тех пор, пока на кадре не появятся пересвеченные области. Запоминается значение предпоследней выдержки (последней из тех, при которой на кадре нет пересвеченных областей).
2. Получается базовый кадр путём усреднения серии из заранее установленного количества кадров при найденной в предыдущем пункте выдержке.
3. Принимается новая серия кадров с выдержкой, в два раза превышающей предыдущую. Кадры усредняются, затем анализируются. Пиксели базового кадра, не попавшие в заранее заданный диапазон яркостей $Tr_{min} - Tr_{max}$, заменяются соответствующими им пикселями нового кадра, попавшими в этот диапазон. В случае, если на обоих кадрах (на базовом и только полученном) соответствующие пиксели лежат внутри диапазона яркостей, выбирается более яркий.
4. В матрицу коэффициентов записывается время выдержки. Для сокращения объёма информации значение выдержки может быть закодировано в соответствии с некоторой таблицей. Например, минимальная выдержка соответствует значению 1, выдержка в два раза больше минимальной — 2, в четыре раза больше — 3 и т.д. Поскольку минимальная выдержка в этом приборе равна 0,124 мс, а максимальная составляет порядка 20 с, пяти бит будет достаточно для записи любой выдержки. При максимальной выдержке менее 8 с можно обойтись четырьмя битами.
5. В качестве критерия окончания получения кадров для HDR-изображения может служить количество пересвеченных пикселей на последней полученной серии снимков. Максимально допустимое количество пересвеченных пикселей должно быть задано заранее. В случае наземных испытаний бралось значение 95 %. Если число пересвеченных пикселей на последней серии кадров превышает заданное число, принимается решение об окончании съёмки. В случае если количество пересвеченных пикселей меньше заданного числа, то повторяются п. 3–5.

6. После окончания съёмки все пиксели базового кадра, которые ни разу не были заменены в ходе проведения алгоритма, заменяются соответствующими им не пересвеченными пикселями из последней серии кадров. В матрицу коэффициентов записывается соответствующая выдержка. Это сделано для того, чтобы области, яркость которых даже на самой длительной выдержке оказалась ниже пороговой Tr_{\min} , брались с самого светлого кадра. При этом отношение сигнал/шум в них будет наиболее высоким.

Блок-схема алгоритма изображена на рис 17.

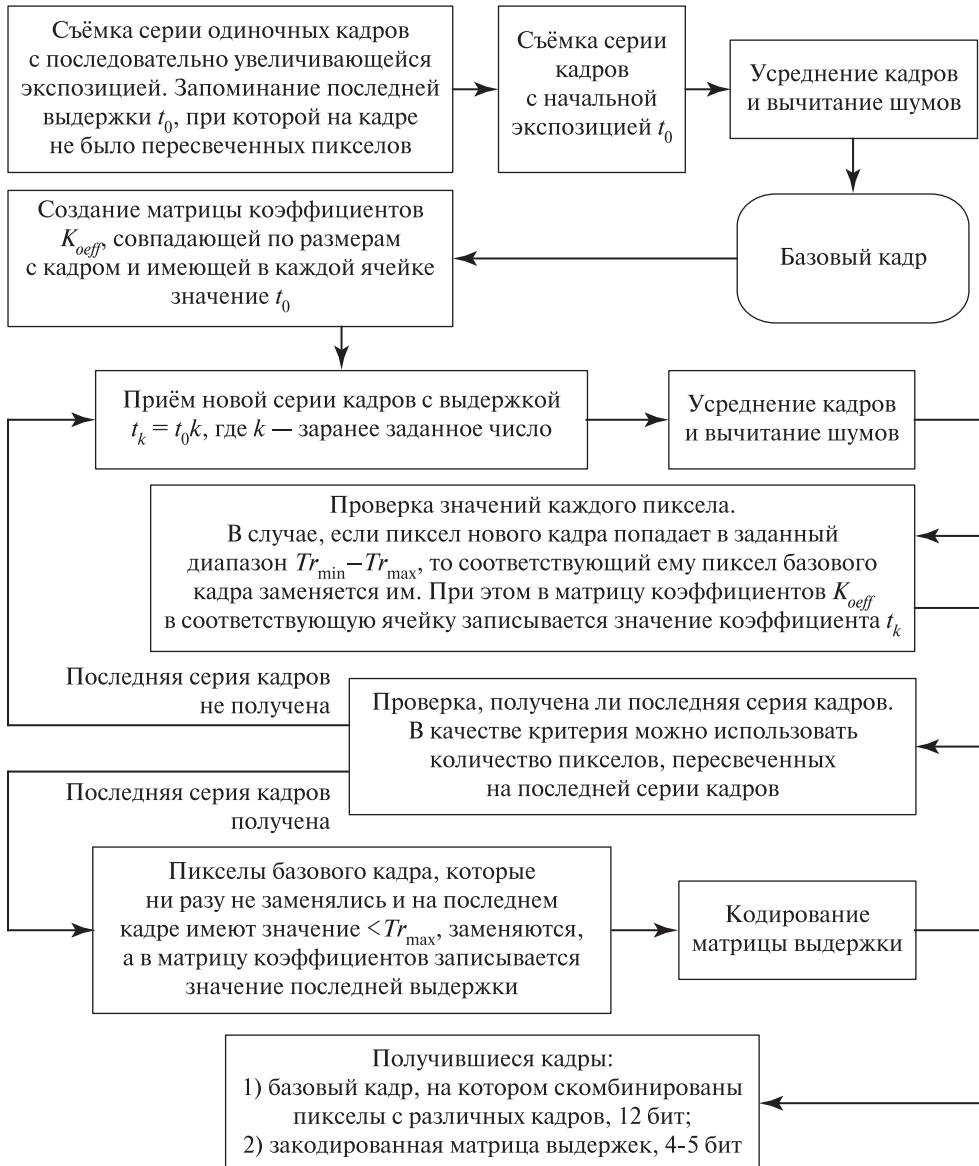


Рис. 17. Блок-схема алгоритма получения кадра HDR

Для понижения фотонного шума для каждой экспозиции необходимо делать несколько снимков и усреднять их. Более подробно об устранении шумов написано в разделе «Устранение шумов».

Этот алгоритм был протестирован при помощи лабораторного макета обзорной камеры.

Была выбрана сцена с затемнённой аркой дома, средне освещённым садом и ярким небом. При этом Солнце попадало в кадр.

Была сделана серия экспозиций со временем накопления от 0,124 до 127 мс. Часть полученных кадров показана на рис. 18.

После применения алгоритма HDR получились два кадра — 12-битный базовый, в который были скомбинированы пиксели с различных выдержек (в дальнейшем «комбинированный кадр»), и 4-битный кадр коэффициентов, содержащий информацию о времени накопления для каждого пикселя и позволяющий восстановить абсолютные яркости каждого пикселя (рис. 19, 20). Кадр коэффициентов закодирован согласно заранее определённой таблице для сокращения объёма данных.



Рис. 18. Кадры из серии снимков для получения изображения с большим динамическим диапазоном. Выдержка от 0,24 до 63 мс, каждая следующая выдержка больше предыдущей в два раза

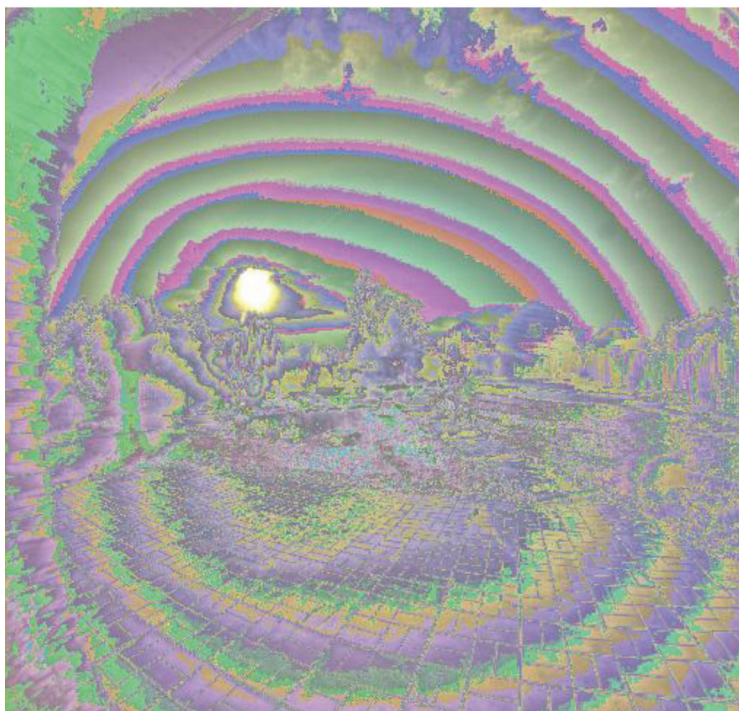


Рис. 19. Комбинированный кадр

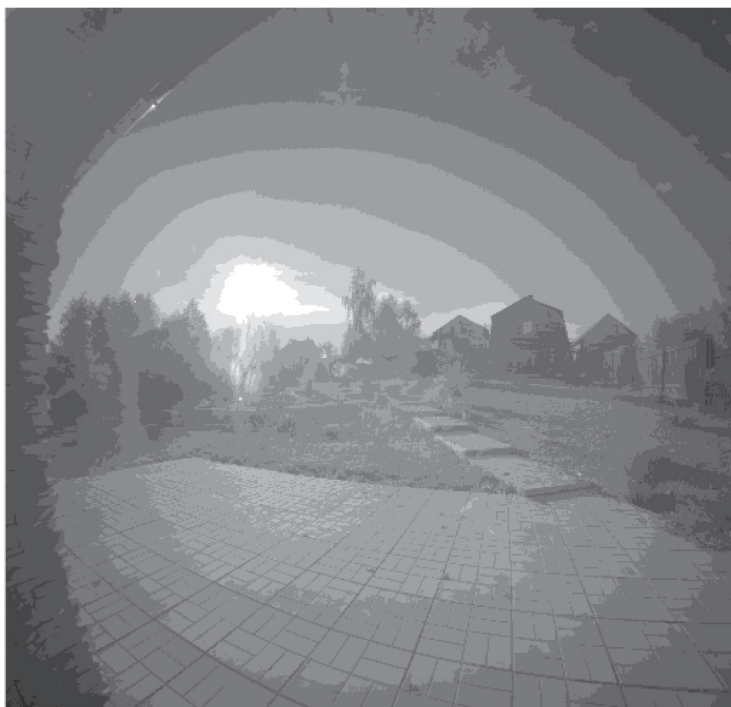


Рис. 20. Кадр коэффициентов



Рис. 21. Восстановленный кадр с большим динамическим диапазоном

Разделив комбинированный кадр на кадр экспозиций, полученный по таблице из кадра коэффициентов, получаем кадр с высоким динамическим диапазоном (рис. 21).

На таком кадре значение в каждом пикселе пропорционально реальной яркости объекта, но такой широкий динамический диапазон невозможно корректно отобразить на мониторе. Для преобразования яркостей в такие, которые можно отобразить, необходимо применить операцию тонирования. Существует множество способов применения этой операции, но в любом случае она исказит реальную яркость объектов.

После применения этой операции при помощи программы Photoshop получилось изображение, доступное для воспроизведения на мониторе (рис. 22).

На этом изображении хорошо видны как тёмные участки под аркой (левый нижний угол), так и области, близкие к Солнцу, отличающиеся по яркости почти в 5000 раз. Если рассчитывать динамический диапазон изображения как отношение максимального значения к СКО шума, то динамический

диапазон такого изображения составляет порядка 150 000, при том, что на одиночном снимке динамический диапазон не превышает 500.

При получении большего количества кадров в серии можно ещё сильнее расширить динамический диапазон.

УСТРАНЕНИЕ ШУМОВ

На изображение, получающееся при помощи КМОП- и ПЗС-матриц, накладывается множество различных шумов. Одна часть из них носит случайный характер, другая же обладает некоторой структурой. В КМОП-матрицах структурная составляющая шума очень велика. Это вызвано тем, что заряд с каждого пиксела снимается при помощи отдельного усилителя, и характеристики этих усилителей немного отличаются друг от друга.



Рис. 22. Кадр с большим динамическим диапазоном после применения операции тонирования

От случайных шумов можно избавиться путём усреднения нескольких изображений без изменения параметров съёмки и сцены. При этом уровень шума будет падать пропорционально квадратному корню из количества усредняемых кадров. Структурную же составляющую таким образом убрать нельзя.

Существует множество методов компенсации структурного шума. Рассмотрим следующие три способа:

- вычитание темнового кадра;
- вычитание «офсетного» кадра;
- компенсация методом линейной аппроксимации структурного шума.

Вычитание темнового кадра — простой способ устранить часть структурного шума, вызванного темновыми токами и неравномерностью «подложки» — сигнала при отсутствии света при нулевой экспозиции. Для такой компенсации достаточно получить кадр в отсутствие света при такой же выдержке, что и корректируемый кадр. Вычитая из корректируемого кадра темновой, удаётся устранить большую часть неравномерностей подложки и темнового тока.

Не всегда есть возможность получить темновой кадр. В случае отсутствия затвора в камере невозможно получить кадр в отсутствие света, но есть возможность получить «офсетный» кадр. Он представляет собой кадр с минимально возможной экспозицией. В большинстве случаев света, собранного камерой за это время, оказывается мало, и такой кадр тоже можно считать «темновым» для минимальной выдержки. Он, так же, как и обычный темновой, компенсирует неравномерность подложки, но при этом в нём отсутствует информация о темновом токе — сигнале, накапливаемом на матрице за время экспозиции вследствие термоэмиссии и прочих случайных процессов. Для компенсации офсетным кадром его, так же как и обычный темновой, достаточно вычесть из корректируемого кадра.

Оба этих метода не способны компенсировать неравномерность чувствительности пикселей и неравномерность усилителей на каждом пикселе. Информацию об этих неравномерностях можно получить только из светлого кадра. Метод линейной аппроксимации структурного шума заключается в построении линейной зависимости яркости каждого пиксела I_i от освещённости этого пиксела I_0 . Для получения этой зависимости делается несколько кадров равномерно освещённой матрицы с различными выдержками. Затем методом МНК получается зависимость $I_i = A_i \bar{I} + B_i$. Здесь \bar{I} — среднее значение яркости по кадру; A_i — коэффициент чувствительности i -го пиксела; B_i — значение «подложки» в этом пикселе. Получив коэффициенты A и B , можно компенсировать структурный шум на любом снимке, воспользовавшись формулой

$$I_{res,i} = \frac{I_i - B_i}{A_i},$$

где $I_{res,i}$ — компенсированная яркость в i -м пикселе; I_i — исходная яркость в нём.

Для сравнительного анализа методов устранения структурного шума использовалась указанная выше зависимость уровня случайного шума от количества

усредняемых кадров. Если взять изображение равномерно освещённого кадра без структурного шума и построить график зависимости среднеквадратичного отклонения (СКО) от количества усредняемых кадров, то этот график будет представлять собой $1/\sqrt{N}$, где N — число усредняемых кадров. В случае если на изображении присутствует структурный шум, график будет стремиться не к 0 при увеличении количества усредняемых кадров (как было бы в идеальном случае), а к некоторой константе, значение которой и будет равняться СКО структурного шума.

В качестве тестируемой камеры был взят макет одной из камер для стереопары, построенный на основе КМОП-матрицы CMOSIS CMV-4000. В качестве источника равномерного освещения была использована интегральная сфера с диафрагмой, диаметр которой был много меньше расстояния до камеры. Были получены четыре серии по 625 кадров с различными экспозициями:

- темновой кадр с $t_{exp} = 30$ мс;
- равномерно освещённый кадр с $t_{exp} = 70$ мс; $\bar{I} = 600$ ЕМР;
- равномерно освещённый кадр с $t_{exp} = 330$ мс; $\bar{I} = 1500$ ЕМР;
- равномерно освещённый кадр с $t_{exp} = 900$ мс; $\bar{I} = 3460$ ЕМР.

Были также получены дополнительные кадры для компенсации шума:

- для каждой экспозиции были получены серии по 400 темновых кадров;
- было получено 400 «офсетных» кадров;
- для коррекции методом линейной аппроксимации было получено шесть серий по 400 кадров с различными экспозициями (20, 60, 100, 200, 500, 900 мс).

Каждая из серий кадров для компенсации шума была усреднена, затем по усреднённым кадрам для линейной аппроксимации были вычислены коэффициенты A и B (см выше).

По четырём полученным сериям были построены графики зависимости СКО от количества усредняемых кадров (рис. 23–26).

На этих графиках видно, что методы компенсации темновым и «офсетным» кадрами практически не отличаются друг от друга. При этом эффективность устранения шума этими методами падает с ростом яркости в пикселе и при яркости более 1500 ЕМР становится практически нулевой. Метод компенсации шума линейной аппроксимацией, наоборот, работает лучше при росте яркости. После компенсации методом линейной аппроксимации остаётся около 10 % структурного шума, что составляет порядка 2 ЕМР для ярких кадров и достигает 1 ЕМР для кадров средней яркости.

Для проверки методов компенсации шума было получено 225 кадров сцены, содержащей тёмные и светлые равномерные участки, а также контрастные участки (см. рис. 27).

Исследуемые методы были применены к усреднённому по всем 225 кадрам изображению (сокращение случайных шумов в 15 раз). Были также проведены исследования для меньшего количества усреднённых кадров, но здесь их приводить не будем. Необходимо только отметить, что на одиночных кадрах компенсация шума практически не заметна, так как величина случайного шума на них превышает структурный шум.

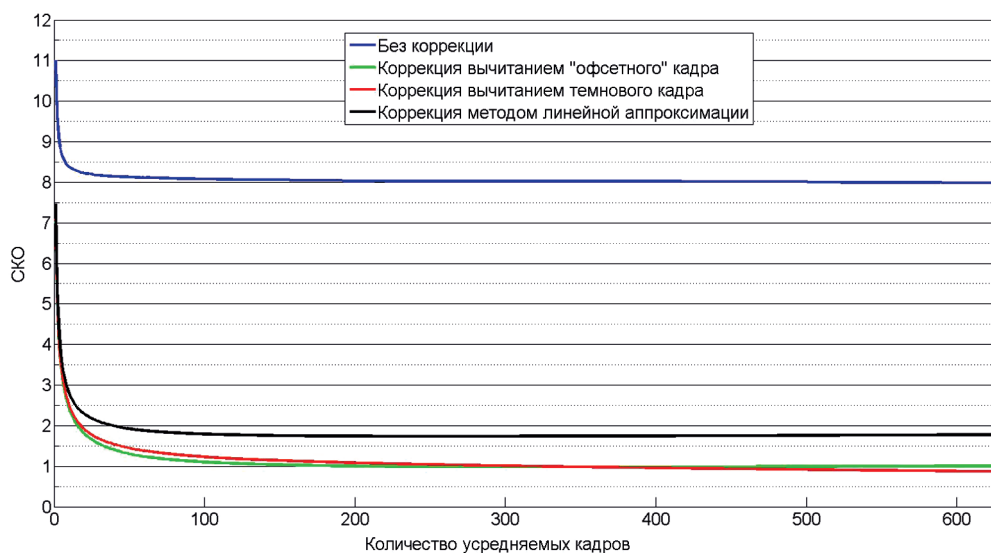


Рис. 23. Зависимость СКО темного кадра от количества усредняемых кадров. Среднее значение ~380 ЕМР

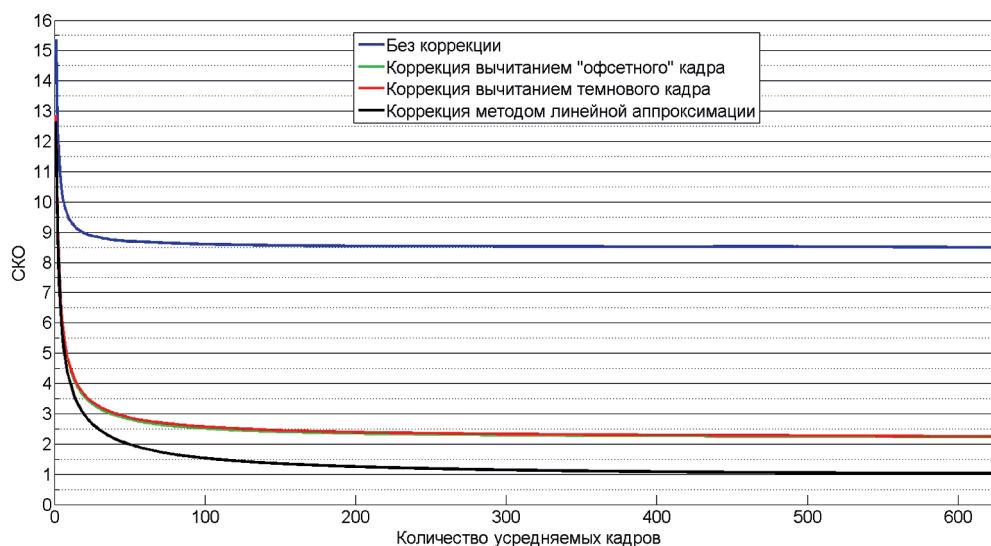


Рис. 24. Зависимость СКО равномерно засвеченного кадра от количества усредняемых кадров. Среднее значение ~600 ЕМР

На полных получившихся изображениях разницы не видно из-за высокого контраста изображений. Для сравнения результатов было выбрано четыре участка, отмеченных на рис. 27.

При рассмотрении тёмных областей (порядка 500 ЕМР при уровне «подложки» в 350 ЕМР) хорошо видно соответствие изображений с результатами, полученными в ходе анализа методов: в тёмной области все методы работают

практически одинаково и хорошо устраняют структурный шум. Яркие вертикальные полосы вызваны неточной настройкой матрицы. СКО этих полос составляет порядка 2-3 ЕМР и их можно практически полностью убрать простейшими методами постобработки изображений (рис. 28 и 29).

В более светлых областях (850 ЕМР) уже видно различие между методами, хотя вычитание темновых кадров по-прежнему значительно повышает качество изображений (рис. 30).

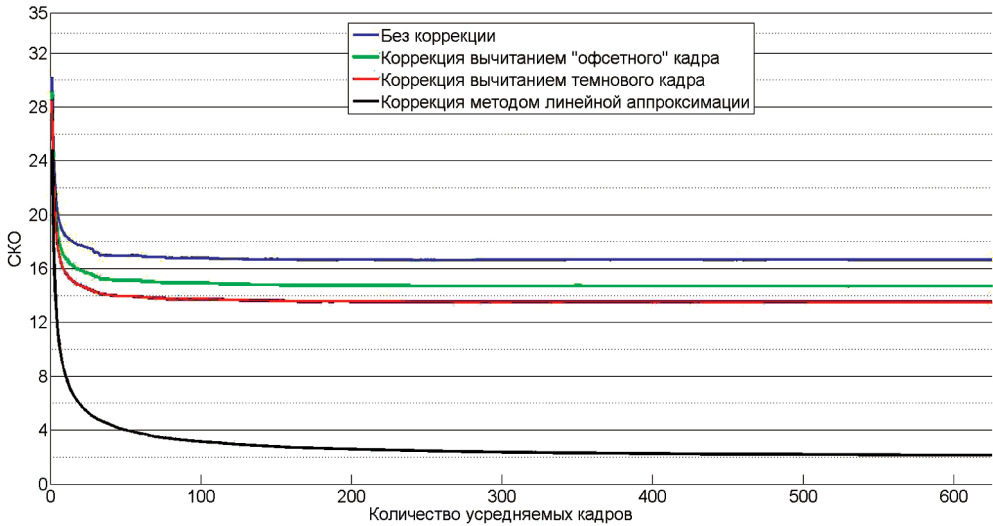


Рис. 25. Зависимость СКО равномерно засвеченного кадра от количества усредняемых кадров. Среднее значение ~1500 ЕМР

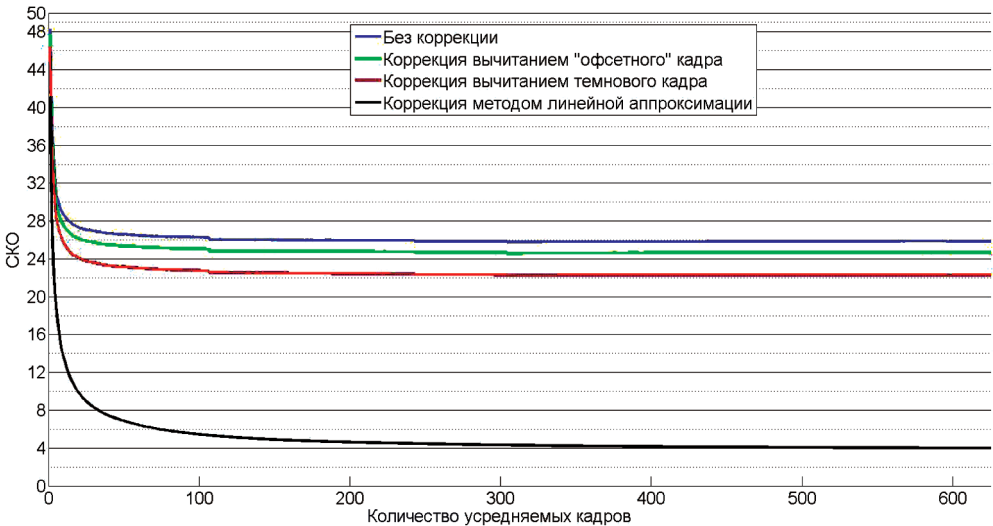


Рис. 26. Зависимость СКО равномерно засвеченного кадра от количества усредняемых кадров. Среднее значение ~3500 ЕМР



Рис. 27. Изображение сцены. Красными квадратами выделены области для демонстрации эффективности методов

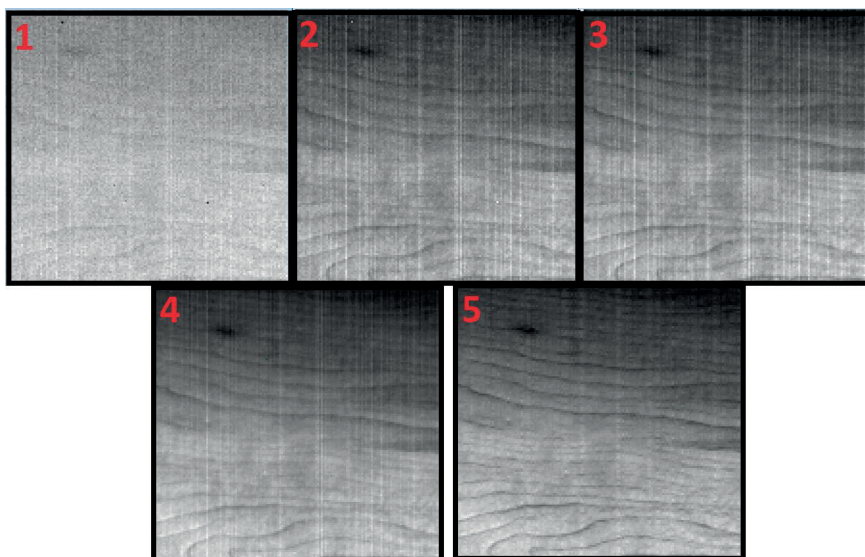


Рис. 28. Изображение области 1 (см. рис. 27): изображение 1 — исходный усреднённый кадр; 2 — кадр, полученный методом вычитания темнового кадра; 3 — кадр, полученный методом вычитания «офсетного» кадра; 4 — кадр после устранения структурного шума методом линейной аппроксимации; 5 — изображение 4 после применения постобработки для устранения вертикальных полос

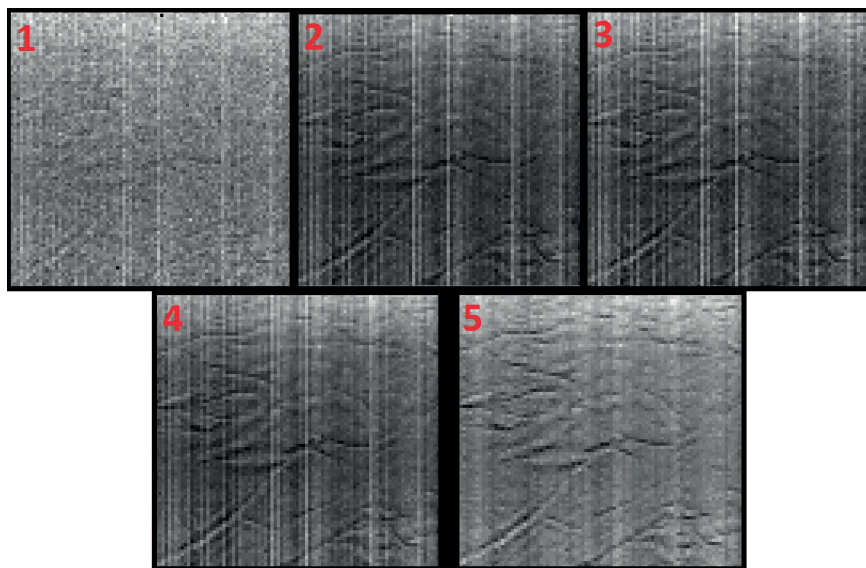


Рис. 29. Изображение области 2 (см. рис. 27): изображение 1 — исходный усреднённый кадр; 2 — кадр, полученный методом вычитания темнового кадра; 3 — кадр, полученный методом вычитания «офсетного» кадра; 4 — кадр после устранения структурного шума методом линейной аппроксимации; 5 — изображение 4 после применения постобработки для устранения вертикальных полос

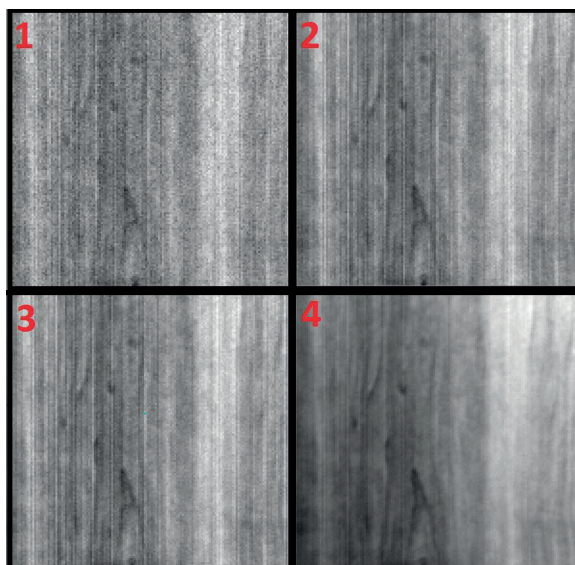


Рис. 30. Изображение области 3 (см. рис. 27): изображение 1 — исходный усреднённый кадр; 2 — кадр, полученный методом вычитания темнового кадра; 3 — кадр, полученный методом вычитания «офсетного» кадра; 4 — кадр после устранения структурного шума методом линейной аппроксимации

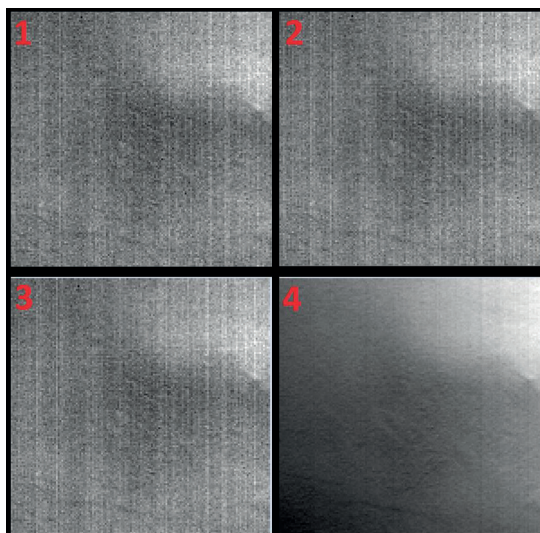


Рис. 31. Изображение области 4 (см. рис. 27): изображение 1 — исходный усреднённый кадр; 2 — кадр, полученный методом вычитания темнового кадра; 3 — кадр, полученный методом вычитания «офсетного» кадра; 4 — кадр после устранения структурного шума методом линейной аппроксимации

В ещё более ярких областях начиная с ~ 1500 ЕМР метод вычитания темнового или «офсетного» кадра уже практически не даёт визуального улучшения изображения, в то время как метод линейной аппроксимации значительно повышает качество изображения и позволяет различить мелкие детали (рис. 31).

Таким образом, метод устранения структурного шума вычитанием темнового или офсетного кадра хорошо работает при малой освещённости и позволяет сократить величину структурного шума в 3,5 раза.

Метод линейной аппроксимации работает достаточно хорошо при любой засветке и позволяет убрать до 90 % структурного шума.

Для применения этих методов в камерах системы технического зрения для проекта ЛУНА-ГЛОБ планируется установить затвор и светодиоды, позволяющие получать темновые и равномерно засвеченные кадры для реализации методов устранения структурного шума. Случайный шум будет устраняться путём усреднения 9–16 кадров, что позволит сократить величину случайного шума в 3–4 раза.

ПРИМЕНЕНИЕ РАССМОТРЕННЫХ АЛГОРИТМОВ В РАМКАХ ПРОЕКТА ЛУНА-ГЛОБ

На различных этапах миссии ЛУНА-ГЛОБ будут применяться алгоритмы, рассмотренные в этой статье.

На первом и втором этапах посадки, когда времени на получение нескольких кадров для расширения динамического диапазона не останется, планируется применить алгоритм автоматического подбора экспозиции, включающий метод расширения динамического диапазона средствами встроенной

функции матрицы. Будет также устраняться структурный шум на основании калибровочных данных. Устранение случайного шума не представляется возможным, так как при постоянном изменении сцены не будет возможности усреднить несколько кадров.

На третьем этапе, после посадки аппарата, планируется применить программный метод расширения динамического диапазона для обзорных камер. Будет также устраняться структурный и случайный шум. Для стереопар планируется также применять программный метод расширения динамического диапазона, но только на этапе построения трёхмерной модели для зоны работы манипулятора. После этого, скорее всего, будут выбраны определённые параметры съёмочной системы (экспозиция и степень искривления выходной характеристики) с целью получения видеоизображения работы манипулятора.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В данной статье были рассмотрены два алгоритма, которые предполагается использовать в работе системы технического зрения для проекта ЛУНА-ГЛОБ.

Один из этих алгоритмов основан на встроенной функции КМОП-матрицы, позволяющей применять нелинейную выходную характеристику и расширить динамический диапазон камеры в 2-3 раза. Алгоритм, построенный на этой функции, планируется использовать во время посадки КА для автоматического подбора экспозиции и степени нелинейности выходной характеристики.

Второй алгоритм позволяет по полученной серии кадров с различной экспозицией составить закодированное изображение с широким динамическим диапазоном (на 2-3 порядка выше стандартного диапазона камеры). Используя наземные методы обработки, можно восстановить изображение.

Авторами также предложены три метода устранения структурного шума и проведён сравнительный анализ этих методов. Два из них требуют установки затвора на камеру и позволяют сократить величину шума в 3-4 раза. Третий метод требует дополнительной установки светодиодов, но позволяет сократить величину структурного шума до 10 раз.

В статье в общих чертах описаны функции системы технического зрения для проекта ЛУНА-ГЛОБ, а также рассмотрены основные этапы работы этой системы.

ALGORITHMIC SUPPORT OF SERVICE TELEVISION SYSTEM (STS-L) FOR THE SPACECRAFT LUNA-GLOB

Ya. L. Elyashev, R. V. Bessonov, I. V. Polyanskiy, S. A. Prokhorova, B. S. Zhukov

Space Research Institute of Russian Academy of Sciences (IKI RAN)

The article deals with algorithmic support of service television system (STS-L) for the project Luna-Glob. The authors suggested two algorithms to improve the quality of images obtained with this system. The first algorithm uses a built-in CMOS sensor function to increase

the dynamic range. It performs automatic selection of exposure time and the parameters of the built-in function. The second algorithm uses a software method of extending the dynamic range, allowing to increase the dynamic range of the camera on the order of 2-3. Also several methods to eliminate the structural noise and a comparative analysis of these methods are presented in this article.

Keywords: Luna-Glob, STS-L, inspection cameras, stereo pairs, CMV-4000, extended dynamic range, noise reduction.

Elyashev Iakov Dmitrievich — junior researcher, eluashev-jak@yandex.ru

Bessonov Roman Valerievich — head of department, PhD

Polyanskiy Ivan Valerievich — chief designer of the project, ivpolyan@cosmos.ru

Prokhorova Svetlana Alexandrovna — junior researcher

Zhukov Boris Sergeevich — senior scientist, PhD, bzhukov@iki.rssi.ru

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ СЛУЖЕБНОЙ ТЕЛЕВИЗИОННОЙ СИСТЕМЫ ДЛЯ КОНТРОЛЯ И НАВЕДЕНИЯ ЛУННОГО МАНИПУЛЯТОРНОГО КОМПЛЕКСА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «ЛУНА-ГЛОБ»

А. В. Никитин

Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН)

В проекте ЛУНА-ГЛОБ на посадочном модуле размещены служебные и научные приборы, в том числе манипулятор и стереосистема лунных камер СТС-Л. Для организации их взаимодействия разработаны математические методы, реализуемые при помощи специального программного обеспечения, позволяющего выполнить наведение и контроль положения манипулятора в пространстве. Приведён пример формирования, визуализации и оценки точности цифровой стереоскопической модели с использованием имитатора лунного грунта. Проведена калибровка цифровых камер, уточнено значение фокусного расстояния и определены коэффициенты полинома дисторсии по полю изображения.

Ключевые слова: стереофотограмметрический метод, манипулятор, калибровка манипулятора, камеры СТС-Л, цифровая модель рельефа, внешнее ориентирование базисной системы координат.

СВЕДЕНИЯ ПО МИССИИ ЛУНА-ГЛОБ

Основная научная цель — исследования Луны дистанционными и контактными методами в районе Северного полюса Луны.

Средства выполнения миссии:

- перелётный модуль;
- посадочный модуль со стационарной поверхностной станцией (рис. 1).

В ходе экспедиции предполагается провести широкий спектр экспериментов с орбиты искусственного спутника Луны и на поверхности Луны, в рамках которых будет осуществлена широкомасштабная разведка ресурсов в приполярных областях и рекогносцировочная подготовка для последующих посадочных миссий (рис. 1).

Основные научные задачи, решаемые посадочным модулем:

- комплексное исследование летучих и органических соединений в грунте полярных областей Луны с целью выявления генезиса воды;
- исследование внутреннего строения Луны, свойств жидкого ядра, взаимодействия кора+жидкое ядро, включая динамику температуры реголита на различных глубинах;
- исследование экзосферы Луны, взаимодействие солнечного ветра с поверхностью и динамики лунной пыли.

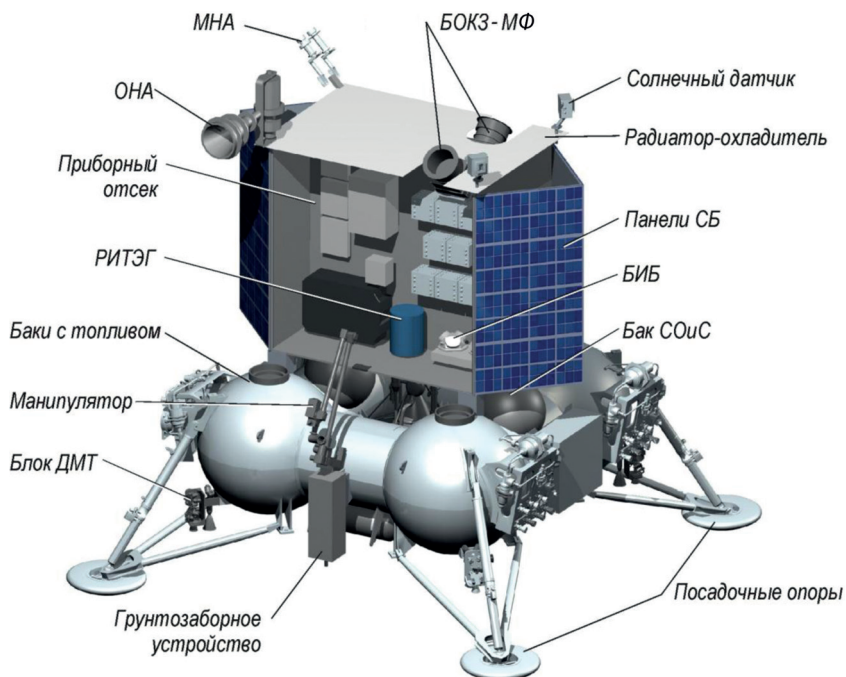


Рис. 1. Посадочный модуль с манипулятором: БОКЗ-МФ — приборы звёздной ориентации; МНА — малонаправленная антенна; ОНА — остронаправленная антенна; СБ — солнечные батареи; БИБ — бесплатформенный инерциальный блок; СОиС — система ориентации и стабилизации; ДМТ — двигатели малой тяги; РИТЭГ — радионуклидный термоэлектрогенератор



Рис. 2. Размещение стереокамер СТС-Л в приборном отсеке

Реализация вышеуказанных экспериментов обеспечивается также такими служебными системами как манипулятор и служебная телевизионная система посадочного аппарата (СТС-Л) (рис. 2).

Манипулятор используется для перемещения своего ковша в указанную точку пространства, находящуюся перед посадочным модулем, и добычи образцов с поверхности.

К задачам, решаемым при помощи СТС-Л, относятся: стереосъёмка манипулятора, частей посадочного модуля, а также лунной поверхности в области досягаемости манипулятора, построение цифровой модели рельефа рабочей области лунной поверхности, манипулятора, выбор наиболее интересных участков для забора грунта, поддержка и анализ управления манипулятором. Для управления манипулятором используются пять двигателей с программируемой установкой числа оборотов. Для обратной связи служат датчики числа оборотов двигателей с точностью до $1/6$ оборота (10 угл. с). Для организации управления требуется построить математическую модель манипулятора, связав расположение, направления осей вращения и текущее число оборотов двигателей с пространственными перемещениями манипулятора вдоль координатных осей неподвижной системы координат манипулятора (СКМ), построенной относительно его исходного положения.

Взаимодействие стереосистемы и манипулятора (рис. 3, 4) использовалось в зарубежных миссиях по исследованию арктического полюса Марса PHOENIX MARS LANDER, CURIOSITY.

Основные этапы при решении задачи взаимодействия стереосистемы с манипулятором:

- калибровка камер, определение элементов внутреннего ориентирования и дисторсии;
- определение взаимного углового расположения камер;
- построение трёхмерной цифровой модели поверхности в системе координат камер;

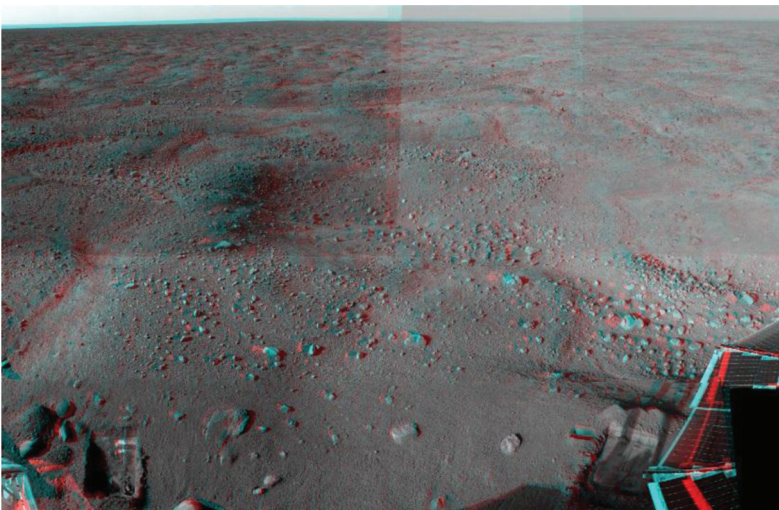


Рис. 3. Стереосъёмка поверхности Марса спускаемым аппаратом «Феникс»

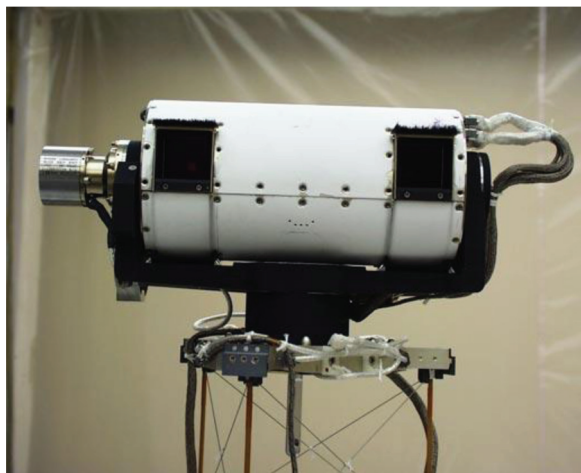


Рис. 4. Камеры для стереосъёмки поверхности Surface Stereo Imager (SSI)



Рис. 5. Макет стереокамер

- определение координат точек манипулятора в зависимости от углов его перемещения;
- калибровка манипулятора в системе координат камер стереосистемы;
- определение координат целевого объекта в базисной системе координат;
- определение координат целевого объекта в системе координат манипулятора.

Для отработки взаимодействия между манипулятором и системой технического зрения СТС-Л в ИКИ РАН изготовлены манипулятор и макет стереокамер СТС-Л (рис. 5). Разработано также программное обеспечение, реализующее указанное взаимодействие.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЭЛЕМЕНТОВ ВНУТРЕННЕГО ОРИЕНТИРОВАНИЯ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ СЪЁМКИ ЗВЁЗД

Координаты центров звёзд x , y на изображении, получаемом с матричного приёмника (рис. 6) связаны с направляющими косинусами звёзд через уравнения коллинеарности:

$$\left. \begin{aligned} x &= x_0 - f \frac{a_{11}l + a_{12}m + a_{13}n}{a_{31}l + a_{32}m + a_{33}n} + dx, \\ y &= y_0 - f \frac{a_{21}l + a_{22}m + a_{23}n}{a_{31}l + a_{32}m + a_{33}n} + dy, \\ dx &= \sum_{i=0}^n \sum_{j=0}^n k_x(i, j) \cdot x^i y^j, \\ dy &= \sum_{i=0}^n \sum_{j=0}^n k_y(i, j) \cdot x^i y^j, \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

где f — фокусное расстояние; x_0, y_0 — координата главной точки; dx, dy — поправки на дисторсию; a_{ij} — элементы матрицы перехода от второй экваториальной системы координат к внутренней системе координат камеры.

Для всех звёзд на изображении составляется и решается система уравнений коллинеарности (1) относительно трёх углов, определяющих матрицу направляющих косинусов A и фокусное расстояние.

При решении выполняется линеаризация и искомые параметры вычисляются последовательными приближениями по методу наименьших квадратов.

В дальнейшем может быть использован принцип эталонной камеры, откалиброванной по звёздам. Выполнив съёмку узлов контрольной сетки эталонной и съёмочной камерой, можно уточнить элементы внутреннего ориентирования съёмочной камеры. В качестве контрольной сетки может выступать монитор с выведенной регулярной сеткой и коллиматор (см. рис. 6).

После определения фокусного расстояния для учёта дисторсии необходимо провести съёмку настенного цифрового монитора без коллиматорного объектива (рис. 7).

Измерялось расстояние от объектива камеры до цифрового монитора при помощи измерительной рулетки.

По специальной программе определялись: фокусное расстояние, углы наклона камеры и коэффициенты дисторсии.

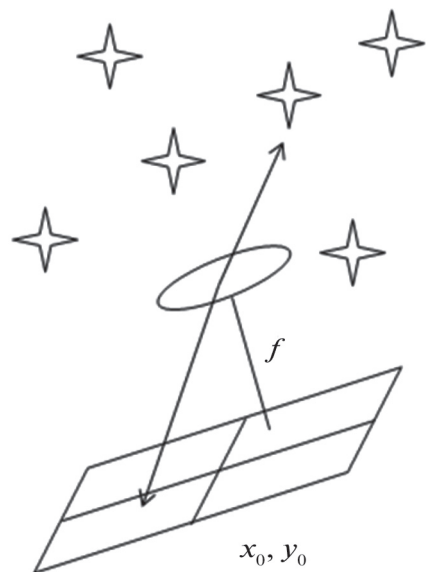


Рис. 6. Схема определения элементов внутреннего ориентирования камеры

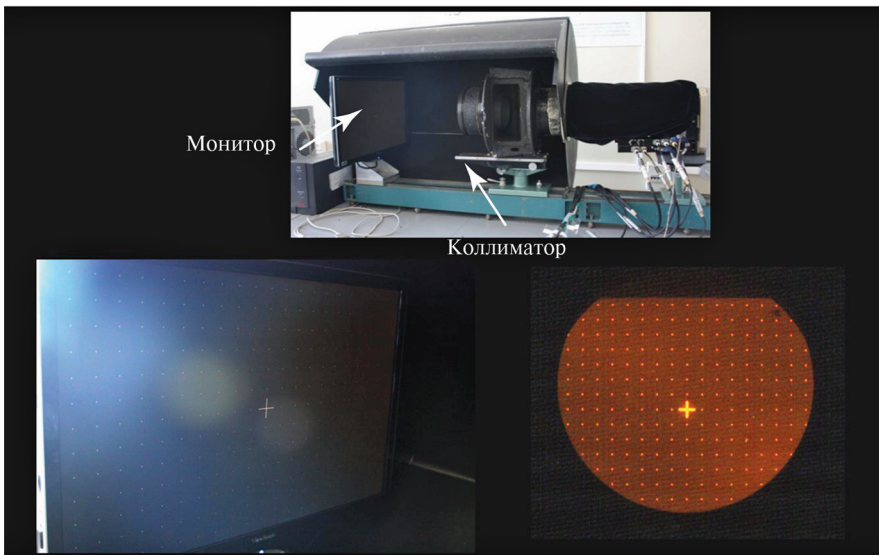


Рис. 7. Схема определения фокусного расстояния на оптическом стенде

Затем задавалось такое расстояние до монитора, при котором вычисленное фокусное расстояние совпало с определённым на оптическом стенде или непосредственно по звёздам.

Вычисленные параметры дисторсии по первой камере приведены ниже ($\sigma_x = 1,16$ мкм, $\sigma_y = 0,79$ мкм — среднеквадратические ошибки учёта элементов внутреннего ориентирования и поле дисторсии на матричном фотоприёмнике).

Коэффициенты дисторсии

Параметр	Значение	σ
k_{x0}	-0,008331971	0,00010967
k_{x1}	0,013808516	0,00010602
k_{x2}	-0,000570779	0,00013938
k_{x3}	0,003410891	0,00004708
k_{x4}	-0,001865974	0,00004608
k_{x5}	0,000003066	0,00006171
k_{x6}	-0,002860594	0,00002919
k_{x7}	0,000007562	0,00003375
k_{x8}	-0,003093044	0,00004180
k_{x9}	0,000014928	0,00005927
k_{y0}	0,002260583	0,00010967
k_{y1}	0,000626005	0,00010602
k_{y2}	0,014335184	0,00013938

Параметр	Значение	σ
k_{y3}	-0,000030310	0,00004708
k_{y4}	0,003273244	0,00004608
k_{y5}	-0,001956097	0,00006171
k_{y6}	0,000030198	0,00002919
k_{y7}	-0,002999089	0,00003375
k_{y8}	-0,000054364	0,00004180
k_{y9}	-0,003093833	0,00005927

Углы наклона камер относительно цифрового монитора

Параметр	Значение	σ
Угол φ поворота вокруг OX [угл. мин]	27,860611216	0,219644923
Угол θ поворота вокруг OY [угл. мин]	41,754395115	0,221322799
Угол ψ поворота вокруг OZ [угл. мин]	-14,587199153	1,168299404
Фокусное расстояние F_{oc} [мм]	9,004438360	0,003070113

Скорректированное изображение регулярной сетки монитора представлено на рис. 8.

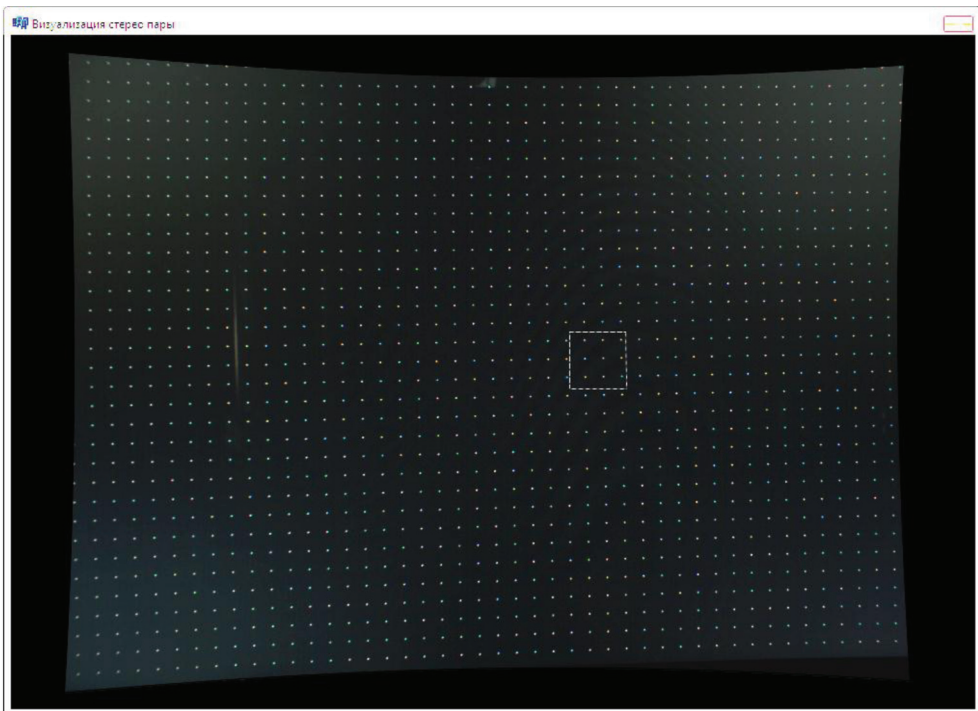


Рис. 8. Коррекция изображения контрольной сетки цифрового монитора с одной камеры

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВЗАИМНОГО УГЛОВОГО РАСПОЛОЖЕНИЯ КАМЕР

Для определения координат точек поверхности требуется вычислить взаимные углы наклона камеры (рис. 9, 10) относительно единой базисной системы координат.

Измеряются координаты на левом и правом снимках: x_1, y_1 и x_2, y_2 ; направляющие косинусы векторов направлений на изображение точек поверхности с двух камер в их внутренних системах координат могут быть определены по формулам:

$$l_i = \frac{x_i - x_0}{\|\mathbf{r}_i\|}, \quad m_i = \frac{y_i - y_0}{\|\mathbf{r}_i\|}, \quad n_i = \frac{-f_i}{\|\mathbf{r}_i\|}. \quad (2)$$

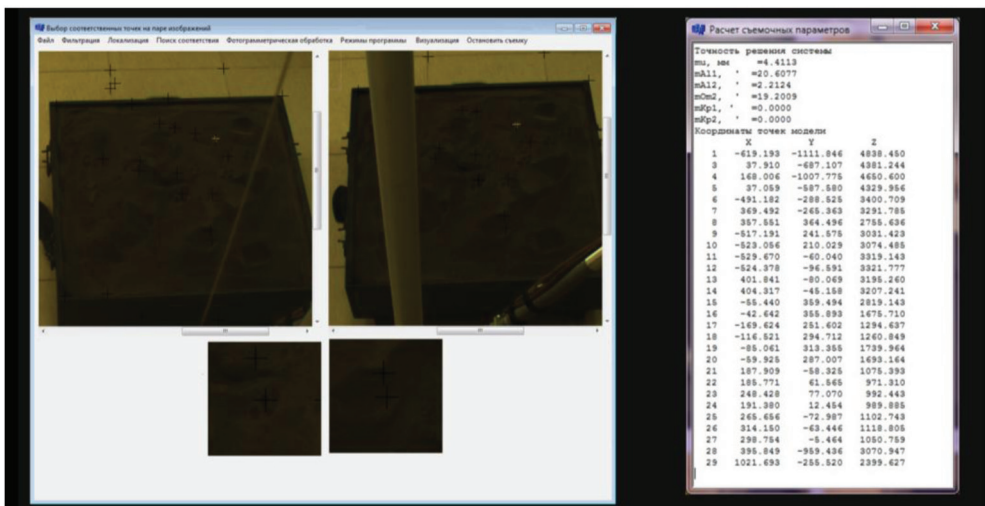


Рис. 9. Набор точек на изображениях двух камер и определение их взаимного углового положения

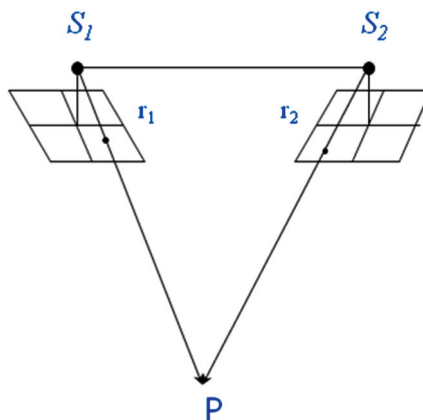


Рис. 10. Схема определения пространственных координат точек, изобразившихся на матрицах двух камер

Длина векторов направлений на изображения:

$$\| \mathbf{r}_i \| = \sqrt{(x_i - x_{0i})^2 + (y_i - y_{0i})^2 + f_i^2}, \quad (3)$$

при этом $i = 1, 2$.

Перейдём к направляющим косинусам векторов из задних узловых точек объективов камер на точки поверхности в базисной системе координат (БСК):

$$\begin{pmatrix} l_i \\ m_i \\ n_i \end{pmatrix}_{\text{БСК}} = A_i \begin{pmatrix} l_i \\ m_i \\ n_i \end{pmatrix}_{\text{СКК}_i}, \quad (4)$$

A_i — матрица перехода от системы координат камер (СКК) к базисной системе координат.

Базисная система координат определяется следующим образом.

Центр системы координат располагается в узловой точке левой камеры; ось абсцисс направлена вдоль линии, соединяющей узловые точки левой и правой камер по направлению от левой камеры к правой; ось ординат направлена по нормали к плоскости, содержащей два вектора — оптическую ось левой камеры и ось X ; ось аппликат дополняет систему координат до правой.

Составляются и решаются для каждой пары точек уравнения компланарности:

$$F = \begin{vmatrix} B & 0 & 0 \\ r_{1x} & r_{1y} & r_{1z} \\ r_{2x} & r_{2y} & r_{2z} \end{vmatrix} = 0; \quad \sum_{i=0}^N \frac{\partial F}{\partial X_i} \Delta X_i = -F_0, \quad (5)$$

$\Delta X = \{ \alpha_1, \kappa_1, \alpha_2, w_2, \kappa_2 \}$ — вектор неизвестных параметров, содержащий два угла левой (1-й) камеры относительно базисной системы координат, три угла разворота правой (2-й) камеры относительно этой системы координат.

ПОСТРОЕНИЕ ТРЁХМЕРНОЙ ЦИФРОВОЙ МОДЕЛИ ПОВЕРХНОСТИ В СИСТЕМЕ КООРДИНАТ КАМЕР

При построении цифровой модели в стереоскопическом режиме при помощи манипулятора мыши осуществляется набор точек в пределах снимаемой поверхности. Для каждой пары точек вычисляются пространственные координаты снимаемой поверхности с учётом взаимных углов наклона камер в базисной системе координат.

Пространство точек цифровой модели разбивается на фрагменты вдоль осей X и Y , для центров каждого из которых методом билинейной интерполяции рассчитывается значение высоты. Для каждого фрагмента определяется четырёхугольник на левом изображении с использованием элементов ориентирования левой камеры относительно базисной системы координат.

Вырезанный фрагмент отображается в качестве текстуры пространственного четырёхугольника в базисной системе координат при помощи средств OpenGL (рис. 11).

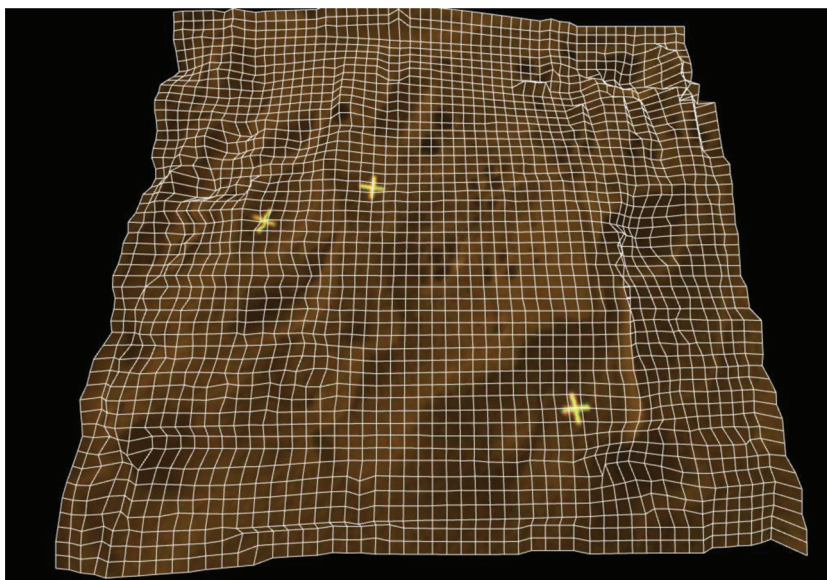


Рис. 11. Трёхмерное отображение имитатора лунной поверхности специальным программным обеспечением

ОПРЕДЕЛЕНИЕ КООРДИНАТ ТОЧЕК МАНИПУЛЯТОРА В ЗАВИСИМОСТИ ОТ УГЛОВ ЕГО ПЕРЕМЕЩЕНИЯ

С целью определения пространственных координат точки на выбранном узле манипулятора относительно неподвижной системы координат, определяемой его исходным положением, вводилась кинематическая модель манипулятора. Кинематическая модель связывает углы поворота двигателей манипулятора с координатами выбранной точки одного из узлов манипулятора в его системе координат.

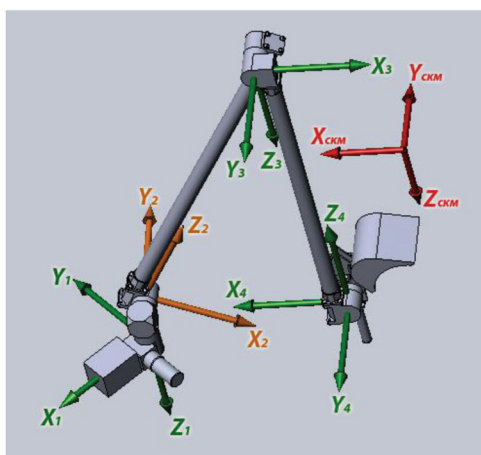


Рис. 12. Исходное положение манипулятора

Параметрами кинематической модели являются: координаты центров и матрицы направляющих косинусов системы координат каждого узла относительно системы координат манипулятора в исходном положении (рис. 12) (до вращения узлов манипулятора, рис. 13, 14).

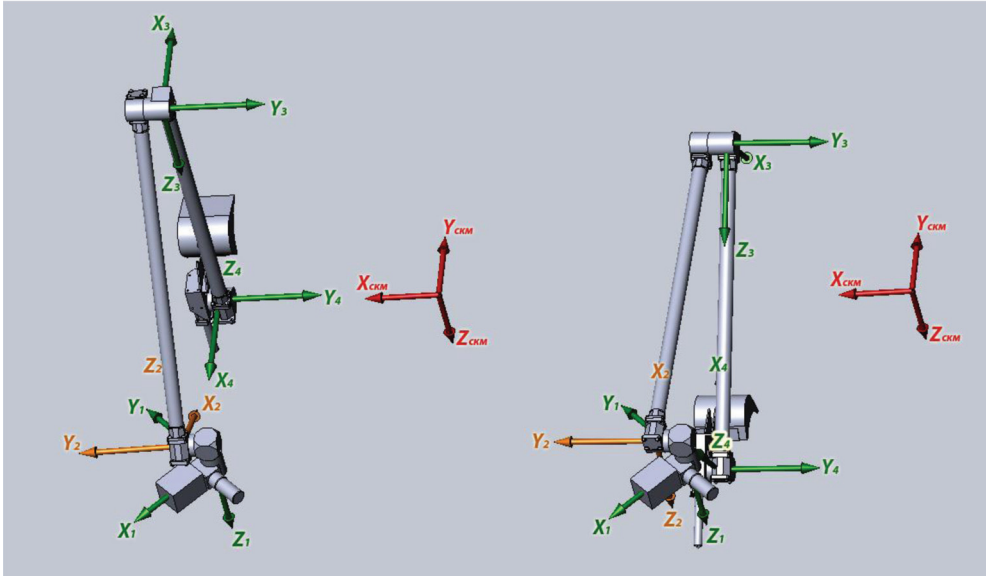


Рис. 13. Движение манипулятора вокруг оси Z первого узла на угол 90° , затем вокруг оси Y второго узла на угол 60°

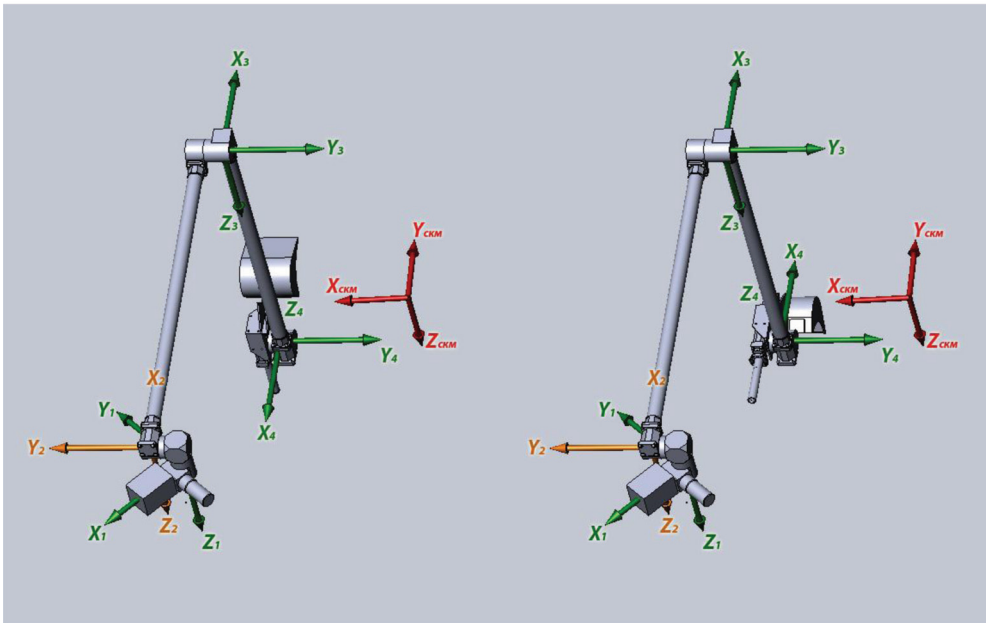


Рис. 14. Движение манипулятора вокруг оси Y третьего узла на угол 30° , затем вокруг оси X четвёртого узла — на угол 90°

Кинематическая модель реализуется следующей формулой:

$$\begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix}_{\text{СКМ}} = \begin{pmatrix} X_{\text{ц}} \\ Y_{\text{ц}} \\ Z_{\text{ц}} \end{pmatrix}_{\text{СКМ}} + A(\alpha, l, m, n) \begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix}_{\text{СКУ}}, \quad (6)$$

где $\begin{pmatrix} X_{\text{ц}} \\ Y_{\text{ц}} \\ Z_{\text{ц}} \end{pmatrix}_{\text{СКМ}}$ — координаты центра узла в системе координат манипулятора;

$A(\alpha, l, m, n)$ — матрица поворота системы координат узла на угол α вокруг оси, заданной направляющими косинусами l, m, n ; $\begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix}_{\text{СКУ}}$ — координаты точки в системе координат узла (СКУ).

В специальном программном обеспечении находится модуль, реализующий кинематическую модель (рис. 15). Он позволяет вычислить координаты выбранной точки из конструкции манипулятора по углам и решить обратную задачу вычисления углов разворота манипулятора для приведения выбранной точки последнего узла манипулятора в заданное положение.

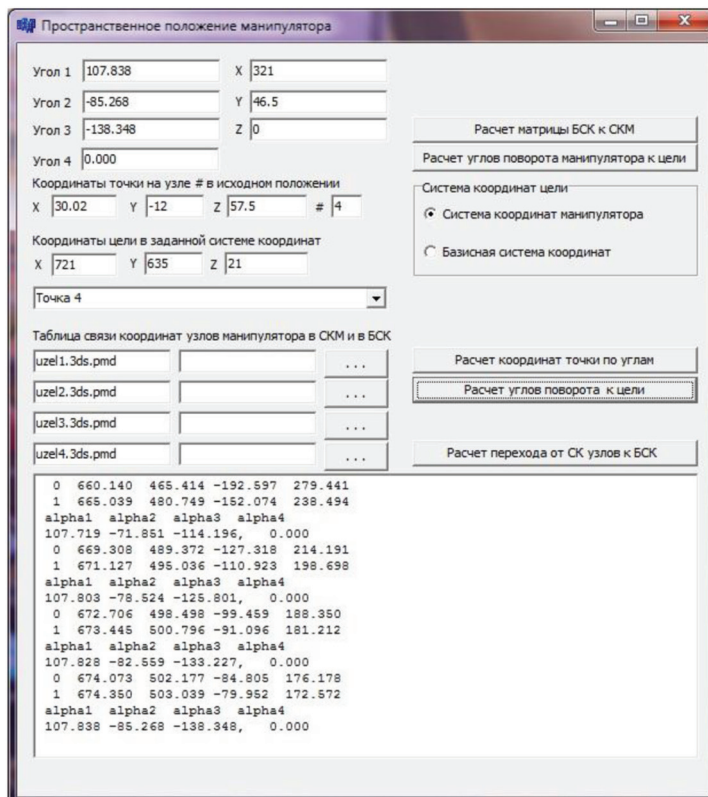


Рис. 15. Модуль, реализующий кинематическую модель манипулятора

ПЕРЕХОД ОТ БАЗИСНОЙ СИСТЕМЫ КООРДИНАТ КАМЕР К СИСТЕМЕ КООРДИНАТ МАНИПУЛЯТОРА

При калибровке манипулятор последовательно перемещался в заданные точки пространства. Углы разворота узлов манипулятора рассчитывались с использованием разработанного модуля специального программного обеспечения. Затем они устанавливались и исполнялись манипулятором в каждой из 15 точек пространства. По полученным стереосистемой изображениям измерялась пара координат выбранной точки манипулятора и рассчитывались её пространственные координаты в базисной системе координат. Координаты точек манипулятора в базисной системе координат связывались с координатами точек в системе координат манипулятора (рис. 16) и через уравнения внешнего ориентирования методом Гаусса-Ньютона определялись параметры модели.

$$\begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix}_{\text{СКМ}} = \begin{pmatrix} X_0 \\ Y_0 \\ Z_0 \end{pmatrix}_{\text{СКМ}} + A \begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix}_{\text{БСК}} . \quad (7)$$

Параметрами модели являются: координаты центра, углы наклона и масштабный коэффициент. Результаты проведённой калибровки приведены на рис. 17.

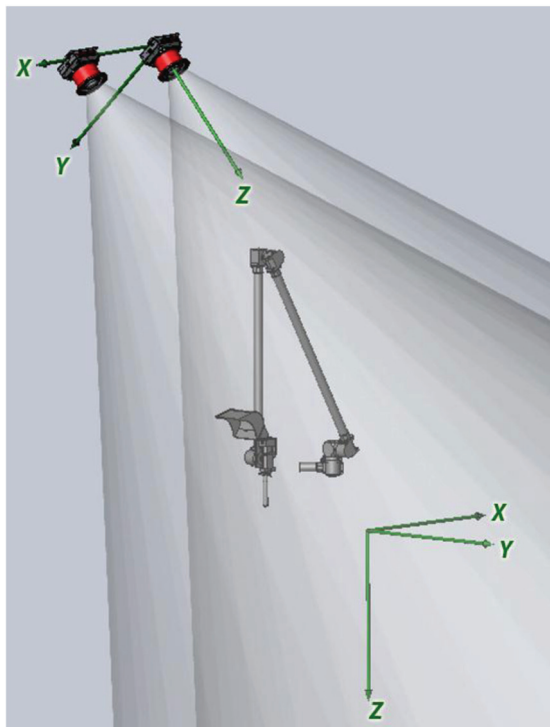


Рис. 16. Взаимное расположение базисной системы координат и системы координат манипулятора

Расчет съёмочных параметров

0.017668 0.625492 0.780030

Элементы внешнего ориентирования модели

Углы наклона модели

alfa, гр =175.4981

omega, гр =141.4849

каппа, гр =5.5882

Координаты центра модели

Xq0, мм=343.1678

Yq0, мм=-725.3677

Zq0, мм=-1714.5663

Mx, м/мм=0.8635

My, м/мм=1.0000

kMx =0.0615

kMy =0.0876

kMz =-0.2420

Точность решения системы

mu, мм =8.7529

mAl, ' =66.4930

mDt, ' =71.2332

mAz, ' =58.9466

mXs, мм =36.0714

mYs, мм =38.7479

mZs, мм =40.2055

Xм	Yм	Zм	Xоп	Yоп	Zоп	dX	dY	dZ
336.767	304.595	-403.044	342.000	312.000	-400.000	5.233	7.405	3.044
342.930	16.594	-392.248	343.000	0.000	-400.000	0.070	-16.594	-7.752
686.883	221.284	-369.058	682.127	224.172	-365.271	-4.756	2.888	3.787
38.985	232.255	-367.794	35.635	238.542	-365.844	-3.350	6.287	1.950
340.209	295.873	-313.490	344.000	312.000	-300.000	3.791	16.127	13.490
341.969	15.535	-295.891	343.000	0.000	-300.000	1.031	-15.535	-4.109
345.403	643.183	-286.418	343.000	626.000	-300.000	-2.403	-17.183	-13.582
431.718	290.887	-275.772	433.236	298.853	-270.221	1.518	7.966	5.551
15.747	270.638	-284.574	18.142	275.133	-283.501	2.395	4.495	1.073
343.030	305.475	-505.017	343.000	312.000	-500.000	-0.030	6.525	5.017
345.952	105.772	-492.115	343.000	100.000	-500.000	-2.952	-5.772	-7.885
345.349	633.864	-499.195	343.000	626.000	-500.000	-2.349	-7.864	-0.805
431.447	292.752	-458.745	433.238	304.018	-458.532	1.791	11.266	0.213

Рис. 17. Результаты калибровки манипулятора

ОПРЕДЕЛЕНИЕ КООРДИНАТ ЦЕЛЕВОГО ОБЪЕКТА В БАЗИСНОЙ СИСТЕМЕ КООРДИНАТ

По изображениям выбирался целевой объект для забора грунта и определялась пара координат центра его изображения левой и правой камерой с помощью специального программного обеспечения.

Вычислялись координаты в базисной системе координат. Затем, с использованием перехода от базисной системы координат к системе координат манипулятора, по формуле (7) определялись целеуказания в системе координат манипулятора и соответствующие им углы для перемещения.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Использование стереосистемы лунных камер для построения трёхмерной поверхности грунта и контроля перемещения манипулятора значительно повышает точность выполняемых задач (до 16 мм на расстоянии в 3000 мм).

Калибровка углов поворота манипулятора при помощи стереокамер позволяет избежать ошибочных перемещений, а также сократить время определения целей для забора грунта и, как следствие, — уменьшить износ механических частей манипулятора.

В будущем следует использовать для калибровки датчиков поворота и контроля положения манипулятора в пространстве светодиоды, расположенные в начале и в конце каждого узла. Данный метод запатентован в ИКИ РАН («Патент на полезную модель № 139478 «Система управления роботизированным объектом». 19.03.2014).

USING SERVICE TELEVISION SYSTEMS FOR CONTROL AND GUIDANCE OF THE LUNAR MANIPULATOR COMPLEX SPACE PROJECT LUNA-GLOB

A. V. Nikitin

Space Research Institute of Russian Academy of Sciences (IKI RAN)

On the landing module of project LUNA-GLOB is placed official and scientific instruments, including a manipulator and stereo lunar cameras (STS-L). For the organization of their interaction mathematical methods is developed. This methods implement by the special software that allows performing the hover and position control of the manipulator in space. An example of formation, visualization and assessment of the accuracy of digital stereoscopic model by using simulator of the lunar soil is given. Calibration of digital cameras is performed, the value of the focal length is calculated and the coefficient of the polynomial distortion is determined.

Keywords: stereo photogrammetric method, the manipulator, the calibration of the optical system, camera STS-L, digital elevation model, the exterior orientation of the base coordinate system.

Nikitin Andrey Vladimirovich — senior researcher, PhD, andvnik935@yandex.ru

СТЕНД ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ БЛЕНД НА ОСНОВЕ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО СОЛНЕЧНОГО ТЕЛЕСКОПА ГАИШ

*А. А. Байгуттуев, А. В. Бирюков, А. И. Захаров, В. Г. Мошкалёв,
Ф. Н. Николаев, М. Е. Прохоров, М. С. Тучин*

Государственный астрономический институт имени П. К. Штернберга
Московского государственного университета имени М. В. Ломоносова (ГАИШ МГУ)

При лабораторном исследовании приборов и конструкций предназначенных для наблюдения Солнца или защиты от его излучения используются «имитаторы Солнца» — мощный источник излучения с компактными угловыми размерами, а также, желательно, с близкими к Солнечному излучению спектральными свойствами. Эти проблемы решаются различными способами, но одним из лучших имитаторов Солнца является само Солнце.

Но если положением имитатора Солнца полностью управляем мы, то Солнце перемещается по небу, что крайне неудобно для проведения лабораторных измерений. Однако астрономам (солнечным астрономам) давно известен способ как «остановить» суточное движение Солнца — использование целостата. Этот способ широко используется в солнечных телескопах.

В статье описывается стенд для исследования эффективности бленд, созданный на основе горизонтального телескопа АСП-10 ГАИШ МГУ.

Ключевые слова: имитатор Солнца, эффективность бленды, солнечный телескоп, целостат.

ВВЕДЕНИЕ

В ГАИШ МГУ создан стенд для исследования бленд оптических приборов на основе горизонтального солнечного телескопа АСП-10 ГАИШ. Этот телескоп содержит целостат диаметром 225 мм и изначально был предназначен для работы со спектрогелиоскопом-спектрогелиографом с диаметром апертуры объектива 140 мм и фокусным расстоянием 5350 мм.

Целостат представляет собой плоское зеркало, вращающееся вокруг оси, направленной на полюс мира со скоростью 1/2 оборота в сутки с помощью часового механизма [Мартынов, 1988]. Луч, отражённый от такого зеркала, не меняет своего направления в пространстве из-за суточного движения Солнца. В горизонтальном солнечном телескопе ГАИШ используется целостат с дополнительным зеркалом. В нём зеркало целостата неподвижно закреплено параллельно оси вращения, а второе (невращающееся плоское зеркало)

Байгуттуев Алимбек Акимбекович — ведущий инженер

Бирюков Антон Владимирович — научный сотрудник, кандидат физико-математических наук, eman@sai.msu.ru

Захаров Андрей Игоревич — научный сотрудник, zakh@sai.msu.ru

Мошкалёв Виталий Георгиевич — ведущий программист, кандидат физико-математических наук, moshvg@mail.ru

Николаев Фёдор Николаевич — младший научный сотрудник, vorch@list.ru

Прохоров Михаил Евгеньевич — заведующий лабораторией, доктор физико-математических наук, доцент, mike.prokhorov@gmail.com

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

служит для перенаправления луча, отражённого целостатом, горизонтально в направлении юг-север внутрь ангара телескопа, где устанавливаются наблюдательные приборы (рис. 1).

Целостат солнечного телескопа установлен на наблюдательной площадке с южной стороны ангара телескопа. Площадка закрывается откатывающейся крышей. Приборы для проведения наблюдений, а теперь и стенд для исследования бленд устанавливаются в затемнённом помещении внутри ангара на оптическом рельсе, ориентированном в направлении север-юг. Этот оптический рельс доходит до южной стены ангара, за которой на линии, продолжающей рельс, установлен целостат. Луч, отражённый целостатом, проходит через специальное отверстие в стене и попадает на стенд или аппаратуру.



Рис. 1. Целостат горизонтального солнечного телескопа ГАИШ



Рис. 2. Внешний вид коллиматора для стенда исследования бленд

Для стандартной аппаратуры — гелиоскопа — наиболее важно качество изображения Солнца, а уровень рассеянного света менее существенен. Для исследования же бленд последний параметр наиболее важен, поэтому в конструкции стенда приняты специальные решения для снижения рассеяния.

КОНСТРУКЦИЯ СТЕНДА

Стенд для исследования бленд состоит из нескольких частей. Первая из них — коллиматор, представляющий собой прямоугольный короб длиной 3500 мм, в котором установлены 7 круговых диафрагм вдоль направления лучей, отражённого целостатом (рис. 2). Диаметр диафрагм рассчитан и постепенно уменьшается от 136 мм на входе в коллиматор до 108 мм на выходе. Диафрагмы расположены на поверхности конуса с углом раствора видимому размеру Солнца — $0,5^\circ$. Размер диафрагм рассчитан на исследование бленд с диаметром до 100 мм. Все диафрагмы — неподвижные, расположены перпендикулярно оси коллиматора (рис. 3), кроме последней (наиболее дальняя от целостата) диафрагмы, которая может поворачиваться на вертикальной оси (рис. 4). Края поворотной диафрагмы соединены с корпусом коллиматора гибкими светопоглощающими уплотнителями. На первую и последнюю диафрагмы могут крепиться дополнительные сменные диафрагмы меньшего диаметра. Коллиматор окрашен светопоглощающей краской.

Вторая часть стенда — поворотный столик, на котором устанавливается исследуемый прибор с блендой. Столик поворачивается вокруг вертикальной оси и перемещается (переустанавливается) по горизонтали.

Ещё две части стенда представляют собой коробчатые светопоглотители. Один из них устанавливается за поворотным столиком на продолжении линии юг-север. Он предназначен для поглощения солнечных лучей, прошедших мимо бленды. Второй поглотитель — переносной. Он устанавливается в направлении оси бленды и предназначен для поглощения отражённого ею излучения.

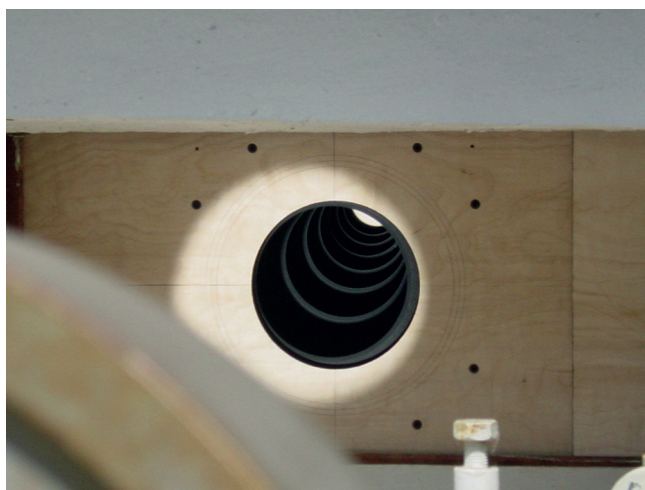


Рис. 3. Диафрагмы коллиматора. Вид со стороны целостата

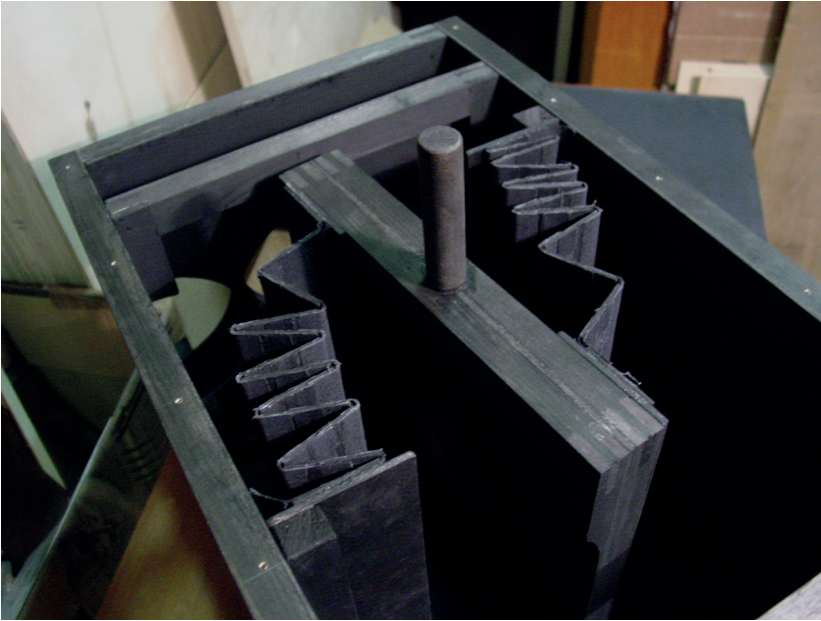


Рис. 4. Последняя поворотная диафрагма коллиматора. Края диафрагмы соединены с корпусом гибким светопоглотителем

Помимо этого были приняты дополнительные меры по общей светоизоляции рабочего помещения ангара горизонтального солнечного телескопа.

ПРЕИМУЩЕСТВА И НЕДОСТАТКИ СОЛНЕЧНОГО ТЕЛЕСКОПА

Создать высококачественный имитатор Солнца для проведения лабораторных испытаний — достаточно сложная задача: такой источник излучения должен быть мощным — $1,0...1,5 \text{ кВт/м}^2$, с малым угловым размером — $0,5^\circ$. Задача становится ещё более сложной, если требуется воспроизвести спектр солнечного излучения [Delbouille et al., 1973, 1989, 1990].

Естественно, лучшим «имитатором» Солнца является само Солнце. Но оно достаточно быстро перемещается по небу, поэтому натурные условия существенно менее удобны для проведения исследований, чем лабораторные. Решение этой проблемы известно: положение Солнца стабилизируется с помощью целостата.

Достоинствами этого стенда является точное воспроизведение угловых размеров Солнца и почти точное воспроизведение мощности излучения и его спектра. Неточность последних параметров излучения, получаемых с помощью солнечного телескопа, вызывается поглощением в земной атмосфере.

Наиболее существенными недостатками этого стенда являются невозможность его функционирования в ночное время, сильные сезонные изменения длительности светлого времени суток на широте Москвы, зависимость от погодных условий (облачности), а также то, что спектр и интенсивность

солнечного излучения, попадающего на исследуемый прибор, меняются со временем. Первые два недостатка присущи всем наземным астрономическим наблюдениям в оптическом диапазоне, а на последнем остановимся особо. Один источник переменности интенсивности и спектральных характеристик излучения со временем связан с изменением оптической толщи атмосферы в направлении на Солнце, которое изменяется из-за суточного движения светила. Эти вариации имеют устойчивый систематический характер и могут быть с высокой точностью описаны на основе модели земной атмосферы [Миронов, 2008; Страйжис, 1977]. Помимо этого присутствует дополнительная случайная переменность, вызываемая неоднородностями атмосферы, аэрозолями, очень лёгкой облачностью и т.п. Амплитуда последних вариаций невелика [Миронов, 2008] и при большинстве измерений ею можно пренебречь.

МЕТОДИКА ИЗМЕРЕНИЙ

Описанный стенд предназначен, в первую очередь, для исследования зависимости коэффициента ослабления бленды от угла падения излучения на её апертуру. Прибор в сборе или отдельно бленда под некоторым углом к оптической оси облучаются потоком солнечного излучения, в этом состоянии регистрируется поток излучения, пропущенный блендой. Если исследуется прибор в сборе, то регистрация может вестись штатным приёмником излучения, например матрицей в камере или звёздном датчике. Для исследования бленды без прибора на её выходном срезе размещается интегральный приёмник излучения.

На стенде возможны измерения зависимости от угла падения относительных и абсолютных коэффициентов ослабления бленды. В первом случае измеряется отношение коэффициентов ослабления при различных ненулевых углах падения излучения на бленду, которое равно отношению пропускаемых блендой потоков излучения на соответствующих углах. Абсолютный коэффициент ослабления бленды — это отношение потоков при нулевом и заданном углах падения излучения.

Для получения абсолютного коэффициента ослабления необходимо провести измерение потока излучения в положении, когда Солнце находится в середине поля зрения. При этом регистрируемый поток, как минимум, на 5-6 порядков величины превосходит поток в рабочих режимах. Чтобы избежать многократного переполнения приёмника излучения, поток излучения при нулевом угле падения будет ослабляться калиброванным нейтральным светофильтром с коэффициентом пропускания порядка 10^{-6} . Светофильтр крепится на входную диафрагму коллиматора.

Угол падения излучения изменяется поворотом столика, на котором крепится исследуемый прибор. Одновременно на тот же угол поворачивается выходная диафрагма коллиматора. Это позволяет освещать входную апертуру бленды пучком не кругового, а эллиптического сечения, что уменьшает количество рассеянного света. Горизонтальным перемещением столика добиваемся точного попадания пучка на входную апертуру излучения. При проведении измерений перед раструбом бленды устанавливается переносной светопоглотитель.

Изменение поглощения в атмосфере, связанное с суточным движением Солнца, учитывается аналитически. Для этого при проведении измерений фиксируется момент времени. Возможен также учёт случайных изменений потока, для чего на входе в коллиматор необходимо установить низкочувствительный приёмник излучения. Наилучшее место для его установки — освещённая Солнцем внешняя поверхность первой диафрагмы коллиматора (см. рис. 3).

Стенд рассчитан, в первую очередь, для исследования бленд, но может использоваться и для изучения других эффектов, вызываемых солнечной иррадиацией. Первые исследования, которые планируется провести на стенде, — это оценка коэффициентов подавления бленд малогабаритного звёздного датчика АЗДК-1 (см. статью в настоящем сборнике *Стекольников О. Ю., Аубекеров М. К., Байгуттуев А. А.* и др. Малогабаритный датчик звёздной ориентации для наноспутников, с. 109) и высокоточного звёздного датчика [Стекольников и др., 2013], разработанных с участием ГАИШ МГУ.

ЛИТЕРАТУРА

- [Мартынов, 1988] *Мартынов Д. Я.* Курс общей астрофизики. 4-е изд., перераб. и доп. М.: Наука, 1988. 640 с.
- [Мионов, 2008] *Мионов А. В.* Основы астрофотометрии. М.: Физматлит, 2008. 193 с.
- [Стекольников и др., 2013] *Стекольников О. Ю., Захаров А. И., Прохоров М. Е.* Конструктивные особенности узкопольного звёздного датчика ГАИШ МГУ с зеркальным объективом // 3-я Всерос. научно-технич. конф. «Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов»: Сб. тр. 10–13 сентября 2012, Россия, Таруса / Под ред. Г. А. Аванесова. М.: ИКИ РАН, 2013. С. 69–79.
- [Страйжис, 1977] *Страйжис В. Л.* Многоцветная фотометрия звёзд. Вильнюс: Мокслас, 1977. 312 с.
- [Delbouille et al., 1973, 1989, 1990] *Delbouille L., Neven L., Roland G.* Atlas photometrique du spectre solaire de λ 3000 a λ 10000. Liege: Universite de Liege, Institut d'Astrophysique. 1973, 1989, 1990.

TEST BENCH FOR LENS HOOD EFFICIENCY INVESTIGATION ON HORIZONTAL SOLAR TELESCOPE OF STERNBERG ASTRONOMICAL INSTITUTE

*A. A. Bayguttuev, A. V. Biryukov, A. I. Zakharov, V. G. Moshkalev,
F. N. Nikolaev, M. E. Prokhorov, M. S. Tuchin*

Sternberg Astronomical Institute of Lomonosov Moscow State University (SAI MSU)

In a laboratory study of devices for observe the Sun or construction for solar radiation protection used his «Solar imitators» — a powerful light source with compact angular dimensions, and it is desirable to be close to the solar radiation spectral properties. These problems can be solved in different ways, but one of the best Sun imitator is the Sun itself.

However, if we fully manage by the Sun imitator position, the Sun moves across the sky. This is very inconvenient for laboratory measurements. However, astronomers (solar astronomers) has long been known a way to «stop» the Sun daily movement — use coelostat. This method is widely used in solar telescopes.

The article describes the test bench for investigation of lens hood efficiency based on the horizontal telescope ASP-10 of Sternberg Astronomical Institute.

Keywords: Solar imitator, lens hood efficiency, solar telescope, coelostat.

Bayguttuev Alimbek Akimbekovich — leading engineer, PhD

Biryukov Anton Vladimirovich — scientist, PhD, eman@sai.msu.ru

Zakharov Andrey Igorevich — scientist, zakh@sai.msu.ru

Moshkalev Vitaly Georgievich — leading programmer, candidate of physico-mathematical sciences, moshvg@mail.ru

Nikolaev Fedor Nikolaevich — junior scientist

Prokhorov Mikhail Eugenyevich — head of a laboratory, doctor of physico-mathematical sciences, mike.prokhorov@gmail.com

Tuchin Maxim Sergeevich — junior scientist, wizard81@mail.ru

РАЗРАБОТКА СТЕНДА ДЛЯ ТЕСТИРОВАНИЯ ПРОГРАММНО-МАТЕМАТИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЗВЁЗДНОГО ДАТЧИКА

С. А. Елубаев, К. А. Алипбаев, А. В. Шамро, Т. М. Бопеев, А. С. Сухенко, Д. Л. Михайленко

Дочернее товарищество с ограниченной ответственностью (ДТОО)
Институт космической техники и технологий (ИКТТ), Алматы, Республика Казахстан

Звёздный датчик является высокотехнологичным и высокоточным прибором для определения углового положения космического аппарата (КА). В последнее время он становится неотъемлемой частью систем управления движением и навигации космического аппарата. Одна из наиболее наукоёмких частей звёздного датчика — его программно-математическое обеспечение, для тестирования и проверки которого необходимо разрабатывать различное испытательное оборудование. В статье рассматривается разработка стенда для отработки программно-математического обеспечения звёздного датчика по определению текущих параметров его ориентации.

Ключевые слова: звёздный датчик, стенд, программно-математическое обеспечение.

ВВЕДЕНИЕ

На заключительной стадии разработки комплектующих космического аппарата перед разработчиками встаёт вопрос о проведении их контроля и тестирования, позволяющего определить и устранить погрешности и возможные ошибки изготовления технических деталей и программного обеспечения. Как правило, данный вопрос решается путём создания различного испытательного оборудования, стендов или имитаторов, которые позволяют воспроизводить условия космического пространства в наземных условиях.

В данной статье рассматривается задача тестирования и отработки программно-математического обеспечения звёздного датчика с помощью лабораторного стенда, разрабатываемого в рамках проекта в ДТОО Институт космической техники и технологий (Алматы, Республика Казахстан).

1. СТРУКТУРА СТЕНДА

Стенд состоит из корпуса, прототипа звёздного датчика на основе веб-камеры и двух персональных компьютеров. Один из персональных компьютеров (ПК1) с монитором высокого разрешения представляет собой имитатор звёздного неба, на котором воспроизводится его изображение с учётом динамики космического аппарата. На втором персональном компьютере (ПК2) выполняется бортовое программное обеспечение прототипа звёздного датчика и программное обеспечение стенда. Схема стенда приведена на рис. 1.

Елубаев Сулеймен Актлеуович — заведующий лабораторией

Алипбаев Кауныш Арингожаевич — заместитель заведующего лабораторией, доктор философии по специальности механика

Шамро Александр Валентинович — заведующий сектором

Бопеев Тимур Маратович — заведующий сектором

Сухенко Анна Сергеевна — заведующая сектором, anna.sukhenko@gmail.com

Михайленко Дарья Леонтьевна — научный сотрудник

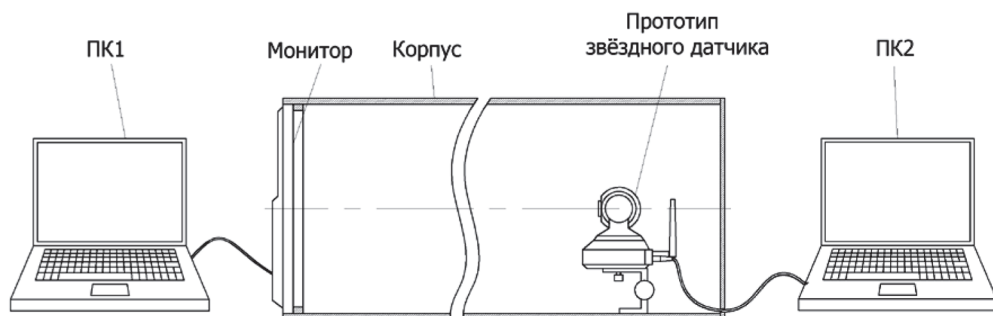


Рис. 1. Схема стенда для тестирования программно-математического обеспечения звёздного датчика

При разработке структуры стенда руководствовались следующими требованиями:

- стенд должен обеспечивать отладку бортового программного обеспечения звёздного датчика по определению его текущего углового положения;
- имитатор звёздного неба должен обеспечивать отображение на экране монитора фрагмента звёздного неба, соответствующего текущему положению космического аппарата на орбите и положению оптической оси звёздного датчика;
- монитор имитатора звёздного неба должен иметь разрешение 3840×2160 ;
- корпус стенда должен обеспечивать размещение и надёжную фиксацию монитора имитатора звёздного неба и прототипа звёздного датчика, а также их защиту от внешних источников света;
- прототип звёздного датчика должен определять свою ориентацию по снимку звёздного неба; для стенда в качестве прототипа звёздного датчика использована веб-камера, программно-математическое обеспечение стенда запускается на ПК2.

2. ПРОГРАММНО-МАТЕМАТИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ СТЕНДА

Основной сложностью лабораторного стенда является программное обеспечение имитатора звёздного неба и прототипа звёздного датчика.

Программное обеспечение имитатора звёздного неба должно обеспечивать отображение на экране монитора фрагмента звёздного неба, который мог быть получен с помощью звёздного датчика, установленного на борту космического аппарата. Для отображения звёздного неба на экране монитора используется звёздный каталог HIPPARCOS (High Precision Parallax Collecting Satellite — «высокоточный спутник для сбора параллаксов»; название созвучно с именем древнегреческого астронома Гиппарха (*др.-греч.* Ἰππάρχος), составителя первого в Европе звёздного каталога), содержащий угловые координаты звёзд (склонение и прямое восхождение) и звёздные величины, характеризующие их блеск.

Для отображения на экране имитатора звёздного неба звёзд, соответствующих текущему угловому положению звёздного датчика и входящих в его поле зрения, координаты звёзд из звёздного каталога должны быть переведены в систему координат звёздного датчика с помощью матрицы преобразования M , получаемой на основе параметров, найденных вследствие интегрирования кинематических уравнений космического аппарата:

$$\omega = 2\bar{Q} \otimes \frac{dQ}{dt}, \tag{1}$$

где ω — вектор угловой скорости КА; $Q = [q_0, q_1, q_2, q_3]$ — кватернион, описывающий ориентацию КА; \bar{Q} — кватернион, обратный к Q ; \otimes — операция умножения кватернионов.

Матрица преобразования имеет вид

$$M = \begin{bmatrix} 1 - 2q_2^2 - 2q_3^2 & 2q_1q_2 - 2q_3q_0 & 2q_1q_3 + 2q_2q_0 & 0 \\ 2q_1q_2 + 2q_3q_0 & 1 - 2q_1^2 - 2q_3^2 & 2q_2q_3 - 2q_1q_0 & 0 \\ 2q_1q_3 - 2q_2q_0 & 2q_2q_3 + 2q_1q_0 & 1 - 2q_1^2 - 2q_2^2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}. \tag{2}$$

Для графического представления звёздного неба на основе найденных координат звёзд в системе координат звёздного датчика используется графическая библиотека OpenGL, содержащая все необходимые функции для воспроизведения высококачественных цветных изображений.

Как известно, в реальных условиях на формирование изображения звёздного датчика влияют шумы, обусловленные работой детектора, а также качество изготовления оптической системы и возможность засветки матрицы Солнцем и другими источниками света.

В случае стенда основным источником искажения являются аберрации оптической системы, а именно дисторсия. В связи с этим проводится калибровка стенда. Для этого на мониторе имитатора выводится несколько калибровочных изображений, представляющих собой сетку, в узлах которой находятся калибровочные точки. Далее полученные изображения обрабатываются, что позволяет определить набор данных о соответствии моделируемых и реальных координат объектов и разработать калибровочную функцию.

Программное обеспечение прототипа звёздного датчика представляет собой совокупность алгоритмов предварительной обработки изображения, получаемого с помощью имитатора звёздного неба, алгоритмов распознавания звёзд и определения углового положения звёздного датчика.

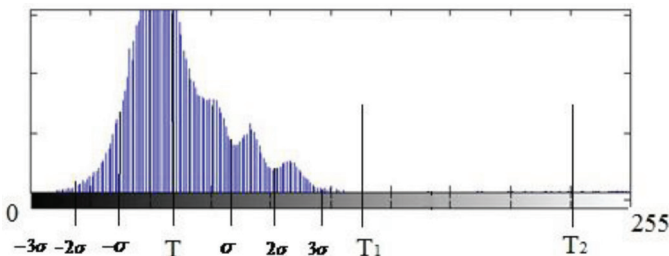


Рис. 2. Пороговые значения бинаризации

После получения изображения звёздного неба производится его бинаризация, которая заключается в обработке изображения с помощью пороговых значений бинаризации, в результате чего на изображении выделяются только контуры и очертания объектов, и исключается излишняя информация. Пороговые значения бинаризации определяются на основе анализа всего изображения, а именно анализа среднего значения интенсивности пикселей $F_{\text{ср}}$ и среднеквадратического отклонения интенсивности пикселей σ по всему изображению. Так как на изображении звёздного неба преобладает чёрный цвет, среднее значение интенсивности пикселей по всему изображению будет близко к чёрному цвету, тогда нижнее пороговое значение T_1 представляет собой случайную величину, лежащую в интервале $(F_{\text{ср}} - 3\sigma, F_{\text{ср}} + 3\sigma)$ (рис. 2). Очевидно, что в качестве верхнего порога T_2 принимается значение, близкое к максимальной интенсивности (см. рис. 2).

После бинаризации изображения применяется фильтрация для устранения шумов и дефектов изображения. Для этого производится обход изображения квадратным окном фильтра. Если в текущем положении окна количество ненулевых пикселей больше половины пикселей, входящих в окно, то центральному элементу окна фильтра присваивается единица, в противном случае — ноль.

Далее псевдозвёзды локализируются — выделяются связанные области путём обхода изображения специальной восьмисвязной маской. После этого определяются центры псевдозвёзд (координаты их центров).

Полученные координаты псевдозвёзд в кадре звёздного датчика используются для проведения распознавания звёзд, которое заключается в сопоставлении псевдозвёзд в кадре со звёздами в звёздном каталоге. Как правило, распознавание производится по каким-либо конфигурациям псевдозвёзд, в данном случае для распознавания была использована тройка псевдозвёзд, которая строится на основе одной псевдозвезды и двух её ближайших соседей (рис. 3).

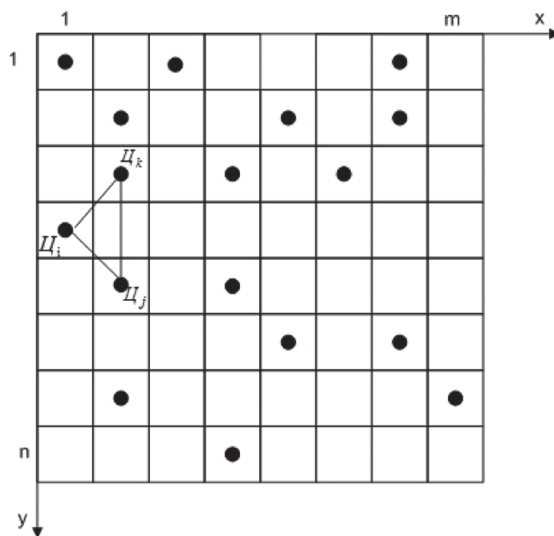


Рис. 3. Построение тройки псевдозвёзд

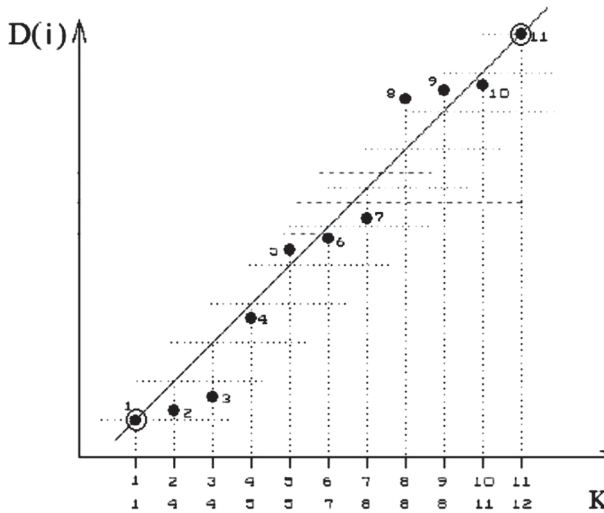


Рис. 4. Зависимость между элементами звёздного каталога и их положениями

В качестве параметров, характеризующих полученную тройку псевдозвёзд, используются угловые расстояния Q_{i-j} , Q_{i-k} , Q_{j-k} между парами звёзд в тройке. Полученные угловые расстояния сопоставляются со звёздным каталогом, который предварительно преобразуется в звёздный каталог угловых расстояний.

Для распознавания звёзд существует множество алгоритмов. В данном случае был использован алгоритм распознавания звёзд K-вектор [Mortari, 2000], который прошёл успешную проверку на космических аппаратах [Solaiappan et al., 2001] и имеет более высокое быстродействие по сравнению с традиционными методами поиска, например, методами бинарного поиска.

В соответствии с данным алгоритмом определяется зависимость между значением элемента звёздного каталога и его положением (рис. 4) [Mortari, 2000], которая позволяет среди всех элементов звёздного каталога угловых расстояний найти с некоторой точностью ξ такой диапазон элементов $[\theta - \xi, \theta + \xi]$, внутри которого лежит искомое значение расчётного углового расстояния θ между псевдозвёздами.

В результате проведения распознавания становятся известны координаты звёзд в кадре звёздного датчика. Для определения его ориентации в инерциальной системе координат использовано соотношение, связывающее координаты трёх звёзд в кадре и соответствующие им координаты в звёздном каталоге. Для этого предварительно производится составление каталога инерциальных координат звёзд на основе звёздного каталога их угловых координат.

Для оценки ориентации, полученной с помощью программно-математического обеспечения звёздного датчика, разработано программное обеспечение стенда, которое позволяет визуализировать текущую ориентацию осей звёздного датчика относительно инерциальной системы координат и сравнивать расчётную ориентацию звёздного датчика с его исходной ориентацией, полученной в результате интегрирования уравнений кинематики космического аппарата.

3. ПРОВЕДЕНИЕ ИСПЫТАНИЙ НА СТЕНДЕ

В ходе испытаний стенда проведено тестирование программно-математического обеспечения звёздного датчика.

На начальном этапе в программном обеспечении стенда запускается модель движения КА и текущие данные о его ориентации отправляются в имитатор звёздного неба, где формируется кадр изображения участка звёздного неба.

Далее, по команде, прототип звёздного датчика производит съёмку звёздного неба, кадр передаётся в программное обеспечение звёздного датчика и определяется его ориентация. Полученная ориентация звёздного датчика визуализируется на ПК2 с помощью программного обеспечения стенда (рис. 5). Также в программном обеспечении стенда полученная с помощью звёздного датчика ориентация и исходная ориентация, задаваемая динамикой космического аппарата, выводится в текстовом окне в виде матрицы направляющих косинусов (см. рис. 5).

В результате сравнения полученной и истинной ориентации звёздного датчика установлено, что точность определения ориентации оптической оси звёздного датчика составила 18,5673 угл. с, точность определения угла поворота вокруг оптической оси — 21,4973 угл. с.

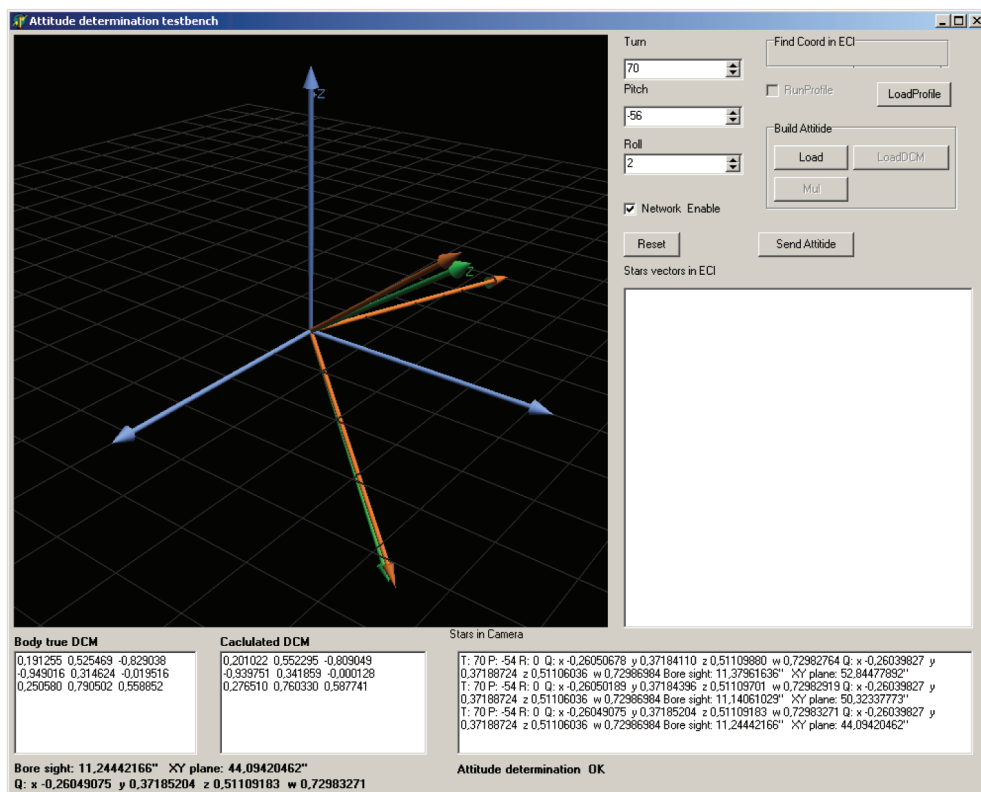


Рис. 5. Программное обеспечение стенда

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В данной статье приведены основные результаты по разработке лабораторного стенда для проведения тестирования программно-математического обеспечения звёздного датчика. Разработано программное обеспечение моделирования динамического изменения звёздного неба, происходящего в процессе движения космического аппарата. Разработано программное обеспечение для визуализации текущего углового положения звёздного датчика и анализа полученных результатов. Проведены испытания с помощью стенда, которые позволили оценить качество работы программно-математического обеспечения звёздного датчика, определить и выявить его погрешности.

Кроме того, необходимо отметить, что разработанный лабораторный стенд позволяет демонстрировать работу звёздного датчика, что даёт основание для его использования в качестве методической базы для обучения студентов космических специальностей.

ЛИТЕРАТУРА

- [Mortari, 2000] *Mortari D.* K-vector range searching techniques // *Advances in the Astronautical Sciences*. 2000. N. 105. P. 449–464.
- [Solaiappan et al., 2001] *Solaiappan A., Pandiyan R., Ramachandran M., Vighhnesam N.* Attitude Determination Using an Experimental Fast Recovery Star Sensor (FRSS) for a Geostationary Spacecraft // *Materials 2nd Intern. Astronautical Congress*. Bangalore. 2001. P. 667–778.

DEVELOPMENT OF THE STAND FOR TESTING THE MATHEMATICAL SUPPORT AND SOFTWARE OF STAR TRACKER

S. A. Yelubayev, K. A. Alipbayev, A. V. Shamro, T. M. Bopayev, A. S. Sukhenko, D. L. Mikhailenko

Affiliated limited liability company (ALLC) Institute of space technique and technologies (ISTT), Almaty, Republic of Kazakhstan

The star tracker is the high technology and high-precision device for determination of spacecraft angular position. In recent years it became an integral part of the spacecraft attitude determination and control system. Mathematical support and software is one of the most science intensive parts of the star tracker for testing and verification of which it is necessary to develop various testing equipment. In this article, the development of the stand for the testing of the star tracker's mathematical support and software on determination of its attitude is considered.

Keywords: star tracker, stand, mathematical support and software.

Yelubayev Suleimen Aktleuovich — head of laboratory

Alipbayev Kuanysh Aryngozhaeyevich — deputy manager of laboratory, PhD

Shamro Alexandr Valentinovich — head of the sector

Bopayev Timur Maratovich — head of sector

Sukhenko Anna Sergeevna — head of sector

Mikhailenko Darya Leontyevna — researcher

МОДЕЛИРОВАНИЕ ФОНА НЕБА В ШИРОКОМ СПЕКТРАЛЬНОМ ДИАПАЗОНЕ В ОКОЛОЗЕМНОМ КОСМИЧЕСКОМ ПРОСТРАНСТВЕ

А. О. Жуков¹, А. И. Захаров¹, М. Е. Прохоров¹, В. Г. Мошкалёв¹, Н. И. Шахов², И. А. Зиновьев³

¹ Государственный астрономический институт имени П. К. Штернберга Московского государственного университета имени М. В. Ломоносова (ГАИШ МГУ)

² 4-й Центральный научно-исследовательский институт Министерства обороны Российской Федерации

³ Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (ВКА)

В настоящее время моделирование фона неба в околоземном космическом пространстве проводится с использованием астрономических спектральных полос. Изредка проводится пересчёт по спектральным типам (без учёта межзвёздного покраснения).

В результате получают неточные данные (в смысле точности потоков от источников света) в существующих каталогах, по которым работает система ориентации и навигации космических аппаратов. Это приводит в спектральной полосе прибора к появлению звёзд-помех, в одних случаях, и к пропаданию навигационных звёзд, в других. Также широкая спектральная полоса прибора обуславливает трудности пересчёта потоков от звёзд.

В предложенной статье приведён анализ фоновой звёздной обстановки при внеатмосферных наблюдениях космических объектов в спектральных диапазонах 0,17...0,3; 0,4...0,7; 3...5 мкм и в спектральной полосе *V* Джонсона. Было смоделировано пространственное распределение яркости фона неба, наблюдаемого из космоса, в каждом диапазоне и пространственное распределение звёзд в зависимости от расстояния до галактической плоскости. Определена средняя яркость фона неба в каждом из рассматриваемых спектральных каналов. Данные известных каталогов адаптированы к полосе чувствительности кремневых фотоприёмников (как по координатным измерениям (фотоцентр двойной звезды, состоящей из звёзд с различными спектрами, смещается в зависимости от спектрального диапазона фотоприёмника), так и по некоординатным измерениям (получены более точные потоки излучения)).

Ключевые слова: астрономические спектральные полосы, каталоги звёзд, межзвёздное покраснение, околоземное космическое пространство, спектральная полоса прибора, фон неба.

ВВЕДЕНИЕ

При разработке широкоугольных современных приборов ориентации и навигации, основанных на применении оптико-электронных фотоприёмников, необходимо проводить учёт уровня фона неба в широком спектральном диапазоне (0,2...5 мкм). Для оценки уровня помех необходимо также задать модель яркости космических объектов различных размеров на единице площади неба.

Жуков Александр Олегович — старший научный сотрудник, доктор технических наук, доцент, aozhukov@mail.ru

Захаров Андрей Игоревич — научный сотрудник, zakh@sai.msu.ru

Прохоров Михаил Евгеньевич — заведующий лабораторией, доктор физико-математических наук, доцент, mike.prokhorov@gmail.com

Мошкалёв Виталий Георгиевич — ведущий программист, кандидат физико-математических наук, moshvg@mail.ru

Шахов Николай Иванович — кандидат технических наук, shahoffnik@mail.ru

Зиновьев Иван Алексеевич — преподаватель, 79818957295@yandex.ru

Отметим, что проблема фона неба становится существенной при малом фокусном расстоянии объектива, а точнее — при большом угловом размере элемента разрешения. Основные источники фонового излучения неба рассматривались в различных работах, например, в работе [Roach, 1964].

В ультрафиолетовом (УФ) диапазоне сегодня доступны данные, полученные в космических экспериментах OAO-2 [Code et al., 1980], TD-1 [Morgan et al., 1978], IUE [Wu et al., 1983] и GALEX [Bianchi et al., 2011]. В частности, существуют каталоги спектральной плотности облучённости для многих ярких звёзд различных спектральных классов (в том числе с различными температурами). Также доступны измерения фона неба, сделанные в немногочисленных площадках.

Астрономические каталоги в видимом диапазоне (спектральный диапазон 0,4...0,7 мкм) представлены каталогами спектральной плотности облучённости для многих ярких звёзд неба. Однако полных — от ярчайших звёзд до звёзд 23-й звёздной величины и по всему небу — фотометрических обзоров сегодня не существует. Наиболее полным и точным для ярких звёзд можно считать обзор неба Tycho-2 [Hog et al., 2000], сделанный в двух полосах: B_T (голубая область спектра) и V_T (визуальная область спектра). Он насчитывает около 2,5 млн звёзд на всём небе примерно до 12-й звёздной величины. К сожалению, обе полосы немного отличаются от полос B и V фотометрической системы Джонсона.

Специальные измерения фона неба из космоса в этом диапазоне не производились, но обоснованно считается, что он определяется излучением слабых неразрешённых звёзд и галактик.

В инфракрасном диапазоне для ярких звёзд в космическом эксперименте ISO был создан каталог спектральной плотности облучённости для многих ярких звёзд различных спектральных классов [Vandenbussche et al., 2000].

В спектральном диапазоне 1...2,5 мкм в области окон прозрачности земной атмосферы был создан обзор неба от самых ярких звёзд до звёзд 15–17-й звёздной величины — 2MASS (*англ.* Two Micron All-Sky Survey — обзор всего неба на длине волны 2 мкм) [Skrutskie et al., 2006]. Он содержит примерно 0,5 млрд объектов в трёх полосах: J (1,24 мкм), H (1,66 мкм) и K (2,16 мкм).

Полнота каталога ограничивается примерно 15-й звёздной величиной в полосе K и 17-й звёздной величиной в полосе J .

В инфракрасном диапазоне существуют оценки фона неба в отдельных участках спектра.

Учитывая, что в ультрафиолетовом и видимом диапазоне не нашлось подходящего обзора для оценки среднего числа звёзд на небесной сфере до заданной величины, нами было решено использовать для звёздных подсчётов 2MASS-каталог звёзд в ближней инфракрасной области после преобразования его величин в видимую область [Мионов, 2008].

Спектральную плотность облучённости от звёзд-стандартов решено взять: для УФ-диапазона — из наблюдений IUE; для видимого диапазона — из каталогов распределения энергии в спектрах звёзд; для ИК-диапазона — из каталога эксперимента ISO [Vandenbussche et al., 2000].

Данные по яркости фона неба в различных спектральных диапазонах взяты из статей [Becklin, Neugebauer, 1969; Hoffmann et al., 1977, 1998; Lillie, Witte, 1976; Levasseur-Regoued, Dumont, 1980; Murthy et al., 1990; Kent et al., 1991, 1992; Kimeswenger et al., 1993; Schmidtobreick et al., 1998; Winkler et al., 1984].

1. СРЕДНЯЯ ПЛОТНОСТЬ ЗВЁЗД НА КВАДРАТНОМ ГРАДУСЕ

Если бы межзвёздное пространство не содержало поглощающей материи, то оценка числа звёзд не представляла бы больших трудностей. В самом деле, поскольку для подавляющего числа звёзд показатели цвета зависят друг от друга [Страйжис et al., 1977], зависимость показателя цвета $m_\lambda - J$ от показателя цвета $J - K$ [Skrutskie, 2006] можно получить по распределению энергии в спектрах стандартных звёзд различных спектральных классов. Вычислив для конкретной звезды её показатели цвета $m_\lambda - J$ ($J - K$) и добавив к нему саму величину J этой звезды, можно было бы получить искомую величину m_λ .

Однако в межзвёздном пространстве находится поглощающая материя, более коротковолновые величины ослабляются (увеличиваются) сильнее, нежели длинноволновые (рис. 1). Поэтому вычисленные по методу, изложенному выше, УФ- и видимые величины будут систематически более яркими, т. е. плотность звёзд будет завышена. И, наоборот, для длинноволновых величин плотность звёзд будет недооцениваемой.

Для того чтобы определить поглощение радиации звезды межзвёздным веществом, необходимо знать закон распределения поглощающей материи в пространстве и расстояние до звезды.

Возьмём за начальное приближение расстояния до звезды такое расстояние, на котором звезда спектрального класса, соответствующего её колор-индексу, имеет нужную звёздную величину. Вычислим по формуле Паренаго [Паренаго, 1954] поглощение для такой звезды (оно зависит только от спектральной полосы, расстояния и высоты над плоскостью Галактики), введём поправки на её расстояние и колор-индексы и будем повторять эту процедуру до тех пор, пока расстояние не перестанет изменяться. Далее вычислим необходимые звёздные величины такой звезды на полученном расстоянии и с полученным поглощением.

Таким образом, вычислены функции плотности звёзд в зависимости от галактической широты. Усреднив эти плотности по всему небу, получим средние плотности распределения звёзд.

С использованием процедуры, подобной описанной в работе [Мошкалев и др., 2013], были вычислены плотности распределения звёзд в зависимости от галактической широты и звёздной величины для всех спектральных интервалов. Некоторые результаты приведены на рис. 2–4.

На всех рисунках видно, что с увеличением звёздной величины (т. е. при увеличении расстояния) в видимой и в УФ-областях спектра разница в плотности звёзд на Млечном Пути и в полюсах Галактики уменьшается. Это следствие двух эффектов: тяготения голубых звёзд к галактической плоскости и значительного поглощения излучения пылевой материей в плоскости Галактики для далёких звёзд. В ИК-области этот эффект малозаметен.

В тех широтах, где плотность звёзд невелика (до 10 звёзд на квадратный градус), на графиках заметны шумы функции плотности.

Усреднив по широте полученные зависимости плотности звёзд до указанной величины от галактической широты, получим средние по всему небу зависимости числа звёзд до указанной величины. Для различных спектральных интервалов они приведены на рис. 5.

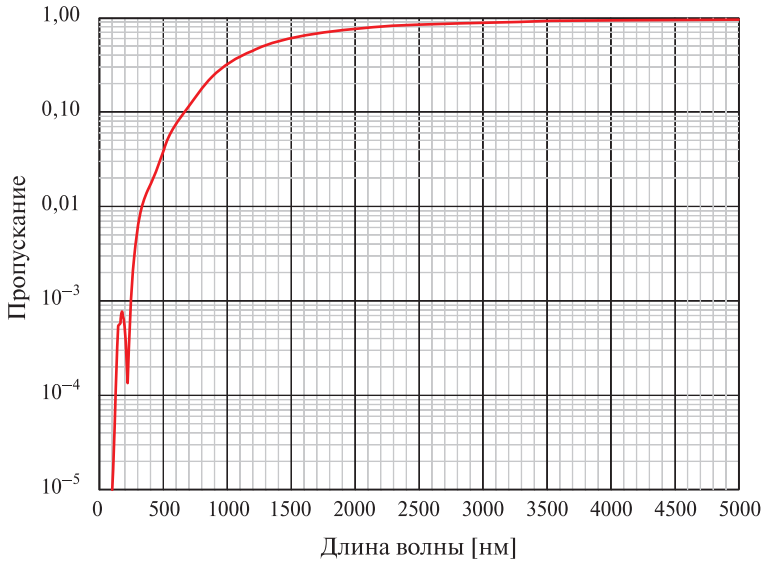


Рис. 1. Зависимость пропускания межзвёздной среды от длины волны для толщи межзвёздного газа на расстоянии 120 пк [Fluks et al., 1994]

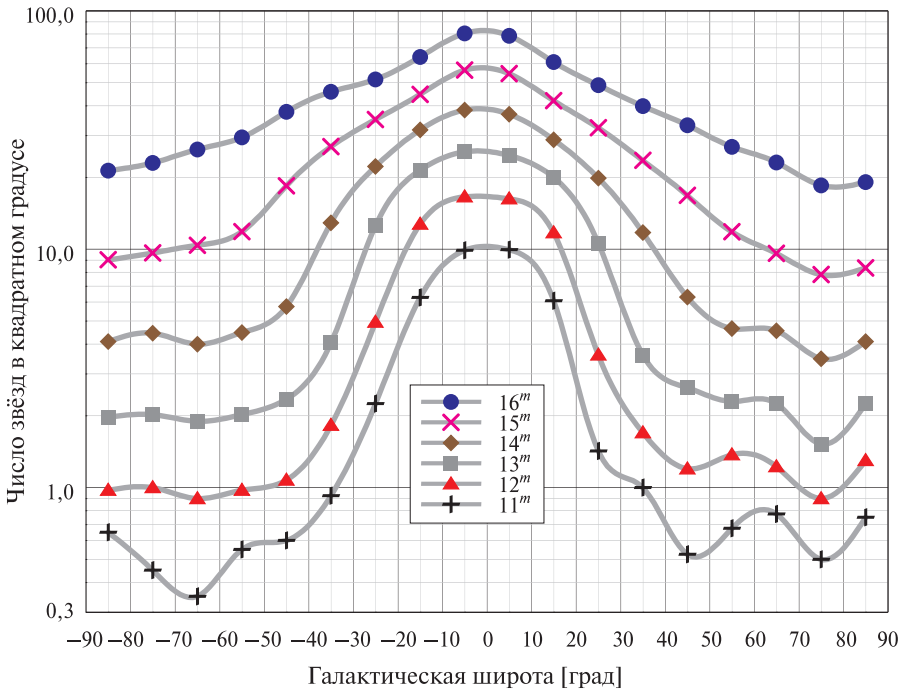


Рис. 2. Плотность звёзд ярче указанной величины на квадратном градусе в спектральной полосе 0,17...0,20 мкм

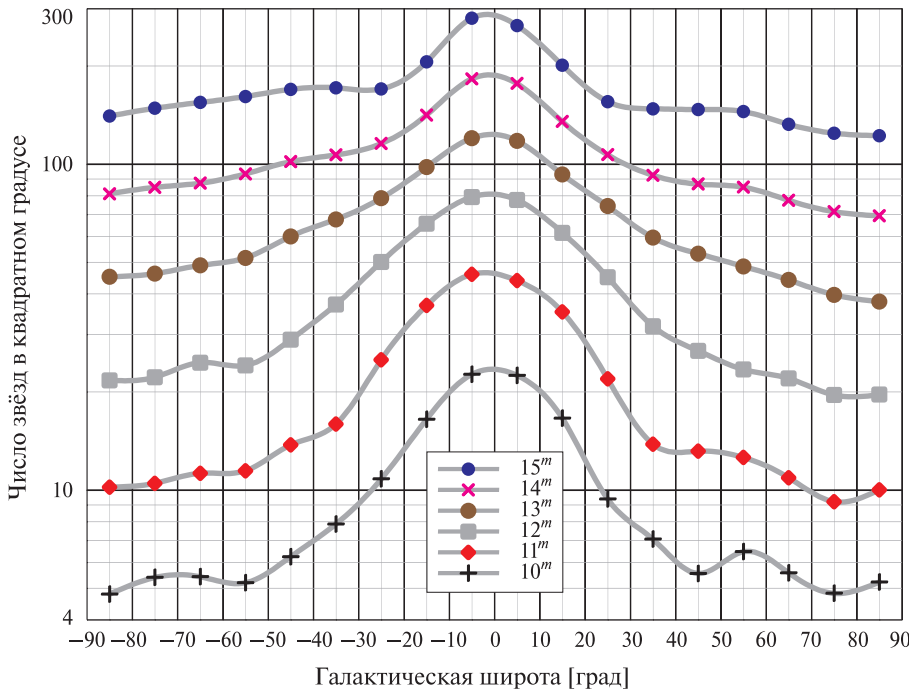


Рис. 3. Плотность звёзд ярче указанной величины на квадратном градусе в спектральной полосе 0,4...0,7 мкм

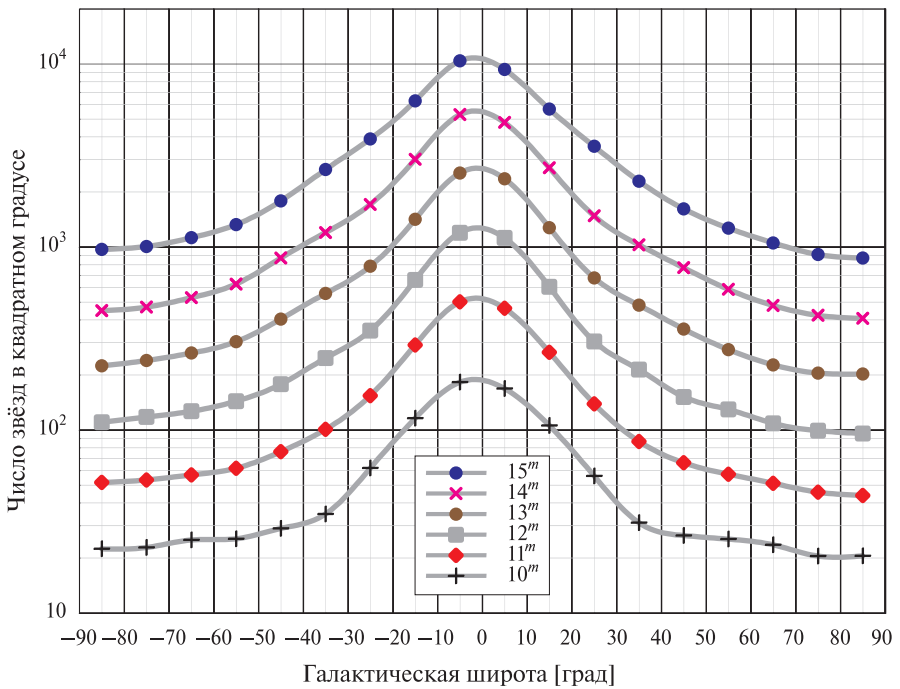


Рис. 4. Плотность звёзд ярче указанной величины на квадратном градусе в спектральной полосе 3...5 мкм

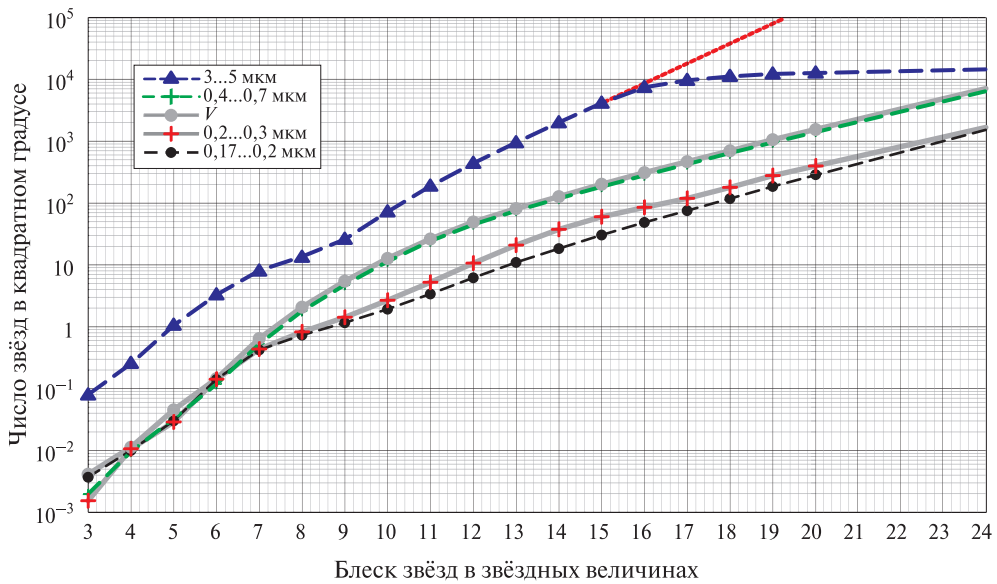


Рис. 5. Среднее по всему небу число звёзд до различных звёздных величин на квадратном градусе

На рисунке пунктиром показано возможное поведение функции плотности при учёте неполноты в величине K исходного каталога 2MASS для звёзд слабее 15-й звёздной величины. Отметим также, что из-за совпадения центральной длины волны плотность звёзд практически одинакова для полосы 0,4...0,7 мкм и полосы V Джонсона. Уменьшение плотности звёзд в УФ-диапазоне для объектов слабее 7-й звёздной величины связано с поглощением далёких звёзд пылью в плоскости Галактики.

2. ОЦЕНКИ ЯРКОСТИ ФОНА НЕБА

Фон в УФ-диапазоне по данным работы [Schmidtobreick et al., 1998] представляет собой клочковатые светящиеся структуры (рис. 6).

В спектральном диапазоне 0,20...0,30 мкм значения яркости фона неба зависят от галактической широты и долготы и изменяются в интервале $5...20 \cdot 10^{-12}$ Вт/(см²·ср). В табл 1 приведены средние значения яркости фона в зависимости от галактической широты.

Таблица 1. Яркость фона неба в полосе 0,20...0,30 мкм в зависимости от галактической широты

Галактическая широта [град]	-40	-30	-20	-10	-5	0	5	10	20	30	40
Яркость фона неба, $\times 10^{-13}$ [Вт·см ⁻² ·ср ⁻¹]	36	43	50	64	96	253	160	92	53	41	34

Данные распределения яркости фона неба в полосе 0,17...0,20 мкм по всему небу пока найти не удалось.

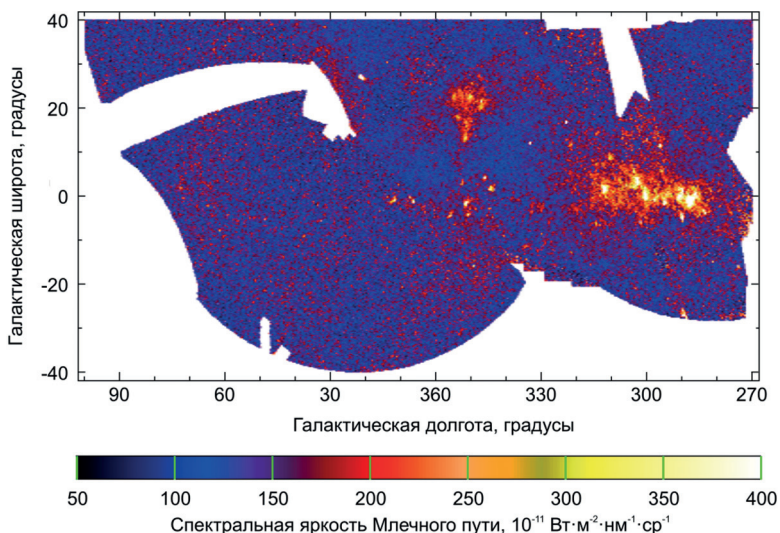


Рис. 6. Карта фона неба в длине волны 217 нм в галактических координатах (легенда дана в единицах 10^{-11} Вт/($m^2 \cdot nm \cdot cr$))

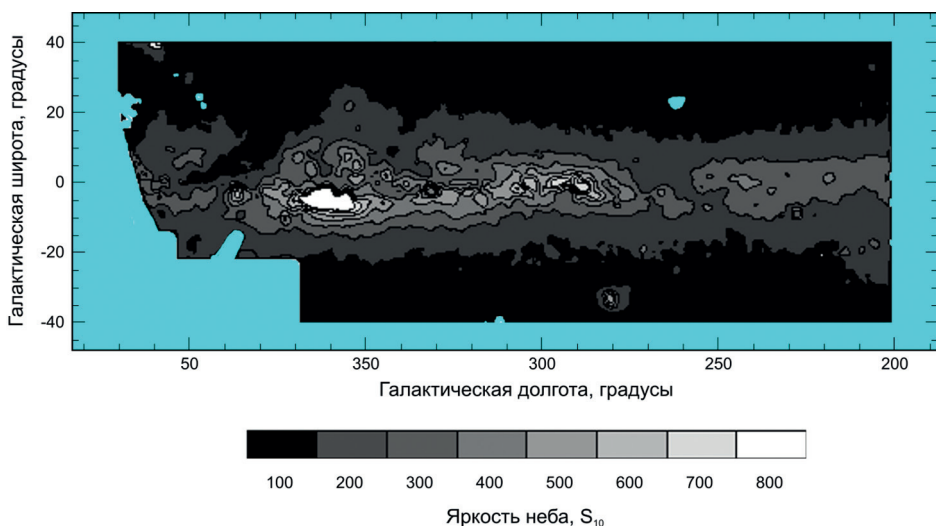


Рис. 7. Яркость фона неба в полосе V Джонсона в галактических координатах. Легенда дана в освещённости, создаваемой указанным числом звёзд 10-й звёздной величины (S_{10}), распределённым по 1 кв.град. Для величины V Джонсона $S_{10} = 1,05 \cdot 10^{-13}$ Вт/($cm^2 \cdot cr$); для полосы 0,4...0,7 мкм $S_{10} = 3,94 \cdot 10^{-13}$ Вт/($cm^2 \cdot cr$)

Фон неба в видимом диапазоне, также весьма клочковатый, показан на рис. 7 (из работы [Hoffmann et al., 1998]).

Средние яркости фона в видимом диапазоне в зависимости от галактической широты даны в табл. 2.

В ИК-диапазоне поглощение излучения межзвёздным веществом существенно уменьшается, поэтому градиент яркости Млечного Пути возрастает в десятки раз. При этом клочковатость фона снижается (рис. 8).

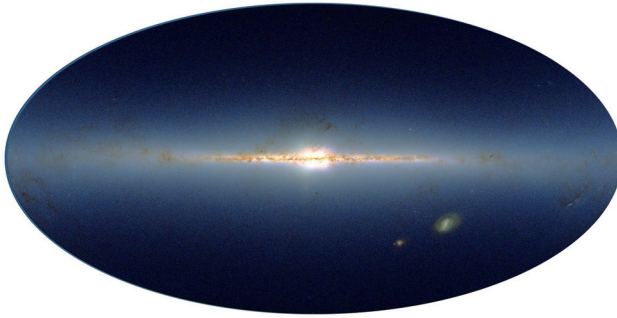


Рис. 8. Вид неба в *J, H, K*-полосах по данным 2MASS [Skrutskie et al., 2006] в галактических координатах в проекции Aitoff

Таблица 2. Средняя яркость фона неба в полосе *V* Джонсона и в полосе 0,4...0,7 мкм в зависимости от галактической широты в единицах 10^{-11} Вт/(см²·ср)

Галактическая широта [град]	-20	-15	-10	-9	-8	-6	-5	0	5	10	15	25	40
Полоса <i>V</i>	0,5	1,6	3,2	4,2	5,2	6,8	7,9	6,3	4,7	3,7	2,6	1,0	0,5
Полоса 0,4...0,7 мкм	2,0	5,9	11,8	15,8	19,7	25,6	29,6	23,6	17,7	13,8	9,8	3,9	2,0

В диапазоне 3...5 мкм пиковая яркость фона в районе центра Галактики составляет $5 \cdot 10^{-9}$ Вт/(см²·ср).

В табл 3 приведена зависимость средней яркости неба от галактической широты.

Таблица 3. Средняя яркость фона неба в полосе 3...5 мкм в зависимости от галактической широты

Галактическая широта [град]	0	±2	±3	±5	±9	±15	±20	±30	±40	±60
Яркость неба $\times 10^{-10}$ [Вт/(см ² ·ср)]	50	42	36	26	14	8	6	5	3	2

3. ЗОДИАКАЛЬНЫЙ СВЕТ

Одной из важных составляющих яркости фона неба является зодиакальный свет — излучение Солнца, рассеянное на межпланетной пыли, и собственное излучение этой пыли [Roach, 1964].

В УФ-диапазоне, в видимой области спектра и в ближнем инфракрасном диапазоне (до 5 мкм) в излучение межпланетной пыли главный вклад вносят мелкие (менее 1 мкм) кометные частицы. Спектр рассеянного излучения зодиакального света подобен спектру Солнца с точностью до спектрального альбедо межпланетной пыли. Распределение яркости зодиакального света приводится в работе [Lévesque-Regoued, Dumont, 1980]. Общий вид карты яркости зодиакального света в полосе *V* приведён на рис. 9.

В более далёком инфракрасном диапазоне становится существенным вклад собственного теплого излучения пыли. Однако надёжно оценить этот вклад трудно. Нужны измерения зодиакального света в среднем ИК-диапазоне (5...16 мкм).

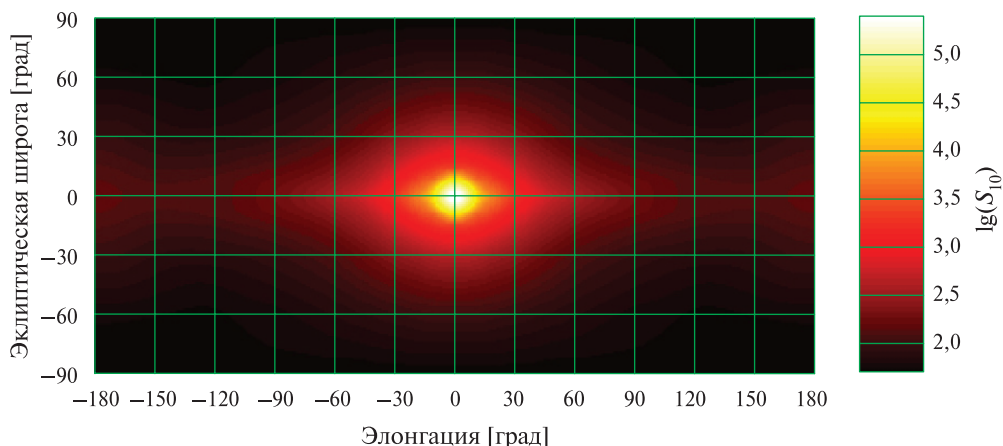


Рис. 9. Карта яркости зодиакального света в видимом диапазоне по данным эксперимента ТУСНО в единицах $S_{10} = 1,05 \cdot 10^{-13}$ Вт/(см²·ср) согласно работе [Jalinsky, 2004]

ВЫВОДЫ

1. В процессе исследований была разработана методика оценки средней плотности звёзд на небесной сфере, использующая доступные астрономические каталоги и модель поглощения в межзвёздной среде. Был проведён анализ фоновой звёздной обстановки при внеатмосферных наблюдениях космических объектов в спектральных диапазонах 0,17...0,3; 0,4...0,7; 3...5 мкм и в спектральной полосе V Джонсона. Было смоделировано пространственное распределение яркости фона неба, наблюдаемого из космоса, в каждом диапазоне и пространственное распределение звёзд в зависимости от расстояния до Галактической плоскости.

В результате был получен закон распределения среднего числа звёзд на квадратном градусе в зависимости от блеска (облучённости) в диапазоне от ярчайших звёзд до пороговой облучённости в каждом из диапазонов.

2. Определена средняя яркость фона неба в каждом из рассматриваемых спектральных каналов.

3. Создана модель и методика расчёта для учёта зодиакального света в спектральном диапазоне 0,2...5 мкм.

ЛИТЕРАТУРА

- [Миронов, 2008] *Миронов А. В.* Основы астрофотометрии. М.: Физматлит, 2008. 193 с.
- [Мошкалёв и др., 2013] *Мошкалёв В. Г., Бирюков А. В., Захаров А. И., Крусанова Н. Л., Миронов А. В., Николаев Ф. Н., Прохоров М. Е., Тучин М. С.* Расчёт блеска звёзд в спектральной полосе кремниевого фотоприёмника звёздного датчика по данным каталогов Тусхо-2 и 2MASS // 3-я Всерос. научно-техническая конф. «Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов». 10–13 сент. 2012, Россия, Таруса: сб. тр. / Под ред. Г. А. Аванесова. Сер. «Механика, управление и информатика». М.: ИКИ РАН, 2013. С. 243–248.
- [Паренаго, 1954] *Паренаго П. П.* Курс звёздной астрономии. М.: Гос. изд-во технико-теоретич. литературы. 1954. 476 с.

- [Страйжис, 1977] *Страйжис В. Л.* Многоцветная фотометрия звёзд. Вильнюс: Мокслас, 1977. 312 с.
- [Becklin, Neugebauer, 1969] *Becklin E. E., Neugebauer G.* 1.65–19.5-Micron Observation of the Galactic Center // *Astrophys. J.* 1969. V. 157. P. 35.
- [Bianchi et al., 2011] *Bianchi L., Herald J., Efremova B., Girardi L., Zobot A., Marigo P., Coniti A., Shiao B.* GALEX Catalogs of UV Sources // *Astrophys. Space Sci.* 2011. V. 335. P. 161.
- [Code et al., 1980] *Code A. D., Holm A. V., Bottemiller R. L.* Ultraviolet Photometry from the Orbiting Astronomical Observatory. XXXIV. Filter Photometry of 531 Stars of Diverse Types // *Astrophys. J. Suppl. Ser.* 1980. V. 43. P. 501–545.
- [Fluks et al., 1994] *Fluks M. A., Plez B., The P. S., de Winter D., Westerlund B. E., Steenman H. C.* On the Spectra and Photometry of M-Giant Stars // *Astron. Astrophys. Suppl. Ser.* 1994. V. 105. P. 311.
- [Jalinsky, 2004] *Jalinsky P.* Scatter Sources for SNAP // Lawrence Berkeley National Lab. URL: <http://snap.lbl.gov/pub/bscw.cgi/S4e701dlf/dl02752/SNAP-TECH-04020.doc> (date: 13.09.2011)
- [Hoffmann et al., 1977] *Hoffmann W., Lemke D., Thum C.* Surface Brightness of the Central Region of the Milky Way at 2.4 and 3.4 micrometers // *Astron. Astrophys.* 1977. V. 57. P. 111–114.
- [Hoffmann et al., 1998] *Hoffmann B., Tappert C., Schlosser W., Schmidt-Kaler Th., Kimeswenger S., Seidensticker K., Schmidtbreick L., Hovest W.* Photographic Surface Photometry of the Southern Milky Way VIII. High-Resolution U; V and R Surface Photometries of the Southern Milky Way // *Astron. Astrophys. Suppl. Ser.* 1998. V. 128. P. 417–422.
- [Hog et al., 2000] *Hog E., Fabriciu C., Makarov V. V., Urban S., Corbin T., Wycoff G., Bastian U., Schwekendiek P., Wicenec A.* The Tycho-2 Catalogue of the 2.5 Million Brightest Stars // *Astron. Astrophys.* 2000. V. 355. P. L27–30.
- [Kent et al., 1991] *Kent S. M., Dame T. M., Fazio G.* Galactic Structure from the SpaceLab Infrared Telescope. II. Luminosity Models of the Milky Way // *Astrophys. J.* 1991. V. 378. P. 131–138.
- [Kent et al., 1992] *Kent S. M., Mink D., Fazio G., Koch D., Melnick G., Tardiff A., Maxon C.* Galactic Structure from the SpaceLab Infrared Telescope. I. 2.4 Micron Map // *Astrophys. J. Suppl. Ser.* 1992. V. 78. P. 403–408.
- [Kimeswenger et al., 1993] *Kimeswenger S., Hoffmann B., Schlosser W., Schmidt-Kaler Th.* Photographic Surface Photometry of the Milky Way. VII. High-Resolution B Surface Photometry of the Milky Way // *Astron. Astrophys. Suppl. Ser.* 1993. V. 97. P. 517–525.
- [Levasseur-Regoued, Dumont, 1980] *Levasseur-Regoued A. C., Dumont R.* Absolute Photometry of Zodiacal Light // *Astron. Astrophys.* 1980. V. 84. P. 277–279.
- [Lillie, Witte, 1976] *Lillie C. F., Witte A. N.* Ultraviolet Photometry from the Orbiting Astronomical Observatory. XXV. Diffuse Galactic Light in the 1500–4200 Å Region and the Scattering Properties of Interstellar Dust Grains // *Astrophys. J.* 1976. V. 208. P. 64–74.
- [Morgan et al., 1978] *Morgan D. H., Nandy K., Thompson G. L.* Ultraviolet observations of the diffuse galactic light from the S2/68 sky-survey telescope // *Monthly Notices of the Royal Astronomical Society.* 1978. V. 185. P. 371–380.
- [Murthy et al., 1990] *Murthy J., Henry R. C., Feldman P. D., Tennyson P. D.* Observations of the Diffuse Near-UV Radiation Field // *Astron. Astrophys.* 1990. V. 231. P. 187–198.
- [Roach, 1964] *Roach F. E.* The Light of the Night Sky: Astronomical, Interplanetary and Geophysical // *Space Science Reviews.* 1964. V. 3. P. 512–540.
- [Schmidtbreick et al., 1998] *Schmidtbreick L., Schlosser W., Koczet P., Wiemann S., Jütte M.* Photographic Surface Photometry of the Southern Milky Way // *Astron. Astrophys. Suppl. Ser.* 1998. V. 132. P. 21–27.

- [Skrutskie et al., 2006] *Skrutskie M. F., Cutri R. M., Stiening R., Weinberg M. D., Schneider S., Carpenter J. M., Beichman C., Capps R., Chester T., Elias J., Huchra J., Liebert J., Lonsdale C., Monet D. G., Price S., Seitzer P., Jarrett T., Kirkpatrick J. D., Gizis J., Howard E., Evans T., Fowler J., Fullmer L., Hurt R., Light R., Kopan E. L., Marsh K. A., McCallon H. L., Tam R., Van Dyk S., Wheelock S.* The Two Micron All Sky Survey (2MASS) // *Astrophys. J.* 2006. V. 131. P. 1163.
- [Vandenbussche et al., 2000] *Vandenbussche B.; Waters L. B. F. M., de Graauw Th., Decin L., Hears A., Lenorzer A., Morris P., Waelkens C., Beintema D., Feuchtgruber H., Kester D., Lanuis F., Lorente R., Salama A., Wieprecht E.* The ISO Atlas of Near-Infrared Stellar Spectra and the IR Spectral Classification of Late-Type Stars/ISO beyond the peaks: The 2nd ISO workshop on analytical spectroscopy / Eds. A. Salama, M. F. Kessler, K. Leech, B. Schulz. 2000. ESA SP-456. P. 147.
- [Winkler et al., 1984] *Winkler Chr., Pfeleiderer J., Schmidt-Kaler Th.* The Milky Way in ultra-violet spectral region // *Astron. Astrophys. Suppl. Ser.* 1984. V. 58. P. 705–728.
- [Wu et al., 1983] *Wu C.-C., Ake T. B., Boggess A., Bohlin R. C., Imhoff C. L., Holm A. V., Levay Z. G., Panek R. J., Schiffer F. H., III, Turnrose B. E.* The IUE Ultraviolet Spectral Atlas // *NASA IUE Newsletter.* N. 22 (Special Edition). 1983. 324 p.

SIMULATION OF THE SKY BACKGROUND IN A WIDE SPECTRAL RANGE IN NEAR-EARTH SPACE

A. O. Zhukov¹, A. I. Zakharov¹, M. E. Prokhorov¹, V. G. Moshkalev¹, N. I. Shakhov², I. A. Zinoviev³

At present, the simulation of the sky background in near-Earth space is carried out with using astronomical spectral bands. Occasionally recalculation is carried out with spectral types (excluding interstellar reddening).

As a result we obtain inaccurate data (refers to the accuracy of the flow of light sources) in an existing directories which are used by system of orientation and navigation of satellites. This leads in the spectral band of the device to the appearance of star-interference, in some cases, and to disappearance of navigational stars in others cases. Also a wide spectral band of the device causes the difficulties of recalculation of flows from the stars.

Keywords: sky background, astronomical spectral bands, navigational stars, photodetectors, radiation flows.

Zhukov Aleksandr Olegovich — senior scientist, doctor of technical sciences, associate professor, aozhukov@mail.ru

Zakharov Andrey Igorevich — scientist, zakh@sai.msu.ru

Prokhorov Mikhail Eugenyevich — head of a laboratory, doctor of physico-mathematical sciences, mike.prokhorov@gmail.com

Moshkalev Vitaly Georgievich — principal programmer, candidate of physico-mathematical sciences, moshvg@mail.ru

Shakhov Nikolay Ivanovich — doctoral, PhD, shahoffnik@mail.ru

Zinoviev Ivan Alekseevich — instructor, 79818957295@yandex.ru

МЕТОДЫ ОБЪЕКТИВНОГО КОНТРОЛЯ ТОЧНОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ЗВЁЗДНОГО ДАТЧИКА

Г. В. Бунтов, А. В. Верховцева, А. С. Забиякин, А. Н. Князев, А. И. Цилюрик

Научно-производственное предприятие «Оптико-электронные комплексы и системы» («НПП «ОПТЭКС») – Филиал Ракетно-космического центра «Прогресс» («РКЦ «Прогресс»)

Рассмотрены методики измерений на стенде угловых координат, которые позволяют контролировать точность звёздного датчика по одиночной звезде на этапе его сборки и настройки.

Ключевые слова: стенд измерения угловых координат, звёздный датчик, калибровка, функция рассеяния точки, субпиксельное оценивание координат.

Современные системы ориентации и навигации космических аппаратов (КА) сложно представить без прецизионных звёздных датчиков (ЗД), которые позволяют проводить как трёхосную ориентацию КА, так и обеспечивать координатную привязку элемента съёмочной системы дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) высокого пространственного разрешения. Соответственно, требования к точностным характеристикам ЗД предъявляются всё более жёсткие (точность определения ориентации должна составлять доли угловых секунд для обеспечения координатной привязки порядка 1 м при орбите КА 700 км).

При разработке такого рода прецизионных ЗД очень важны их наземная отработка, калибровка и испытания с применением специализированного стендового оборудования для контроля показаний, оценки точности и, при необходимости, адекватной корректировки данных прибора. Контроль особенно критичен в том случае, если производится сборка и юстировка видеокамеры ЗД из комплекующих (т. е. оптической системы и фотоприёмника).

Основной задачей настоящей работы являлось проведение комплексных измерений на стенде измерения угловых координат, разработанном в НПП «ОПТЭКС» [Бунтов и др., 2013], с целью контроля параметров ЗД, определяющих точность прибора после калибровки. Стенд представляет собой платформу, обеспечивающую контролируемые прецизионные независимые повороты камеры ЗД по двум углам по отношению к оси Z , параллельно которой падает коллимированный пучок света. Стенд обеспечивает точность задания углов не хуже 1 угл. с. По результатам измерений на стенде проводились оценки следующих параметров:

- профилей функции рассеяния точки (ФРТ);
- фазовых ошибок измерения координат приёмника;

Бунтов Геннадий Владимирович — начальник лаборатории, gbunt@gmail.ru

Верховцева Алевтина Викторовна — заместитель начальника отделения, кандидат физико-математических наук, alevteena@gmail.com

Забиякин Александр Сергеевич — начальник научно-технического комплекса, заместитель главного конструктора

Князев Александр Николаевич — начальник отделения

Цилюрик Александр Иванович — ведущий научный сотрудник, кандидат технических наук, tsiliur@gmail.com

- внутренних параметров модели камеры ЗД, в том числе коэффициентов радиальной и тангенциальной дисторсии оптической системы ЗД;
- внешних параметров модели, т. е. ориентации ЗД относительно посадочной системы координат стенда.

1. ВОССТАНОВЛЕНИЕ ПРОФИЛЕЙ ФУНКЦИИ РАССЕЯНИЯ ТОЧКИ

Поведение функции рассеяния точки определяет возможность субпиксельного оценивания координаты посредством взвешивания яркости. Особенно вид ФРТ критичен для широкоформатных фотоприёмников, поскольку в этом случае заметно проявляется неоднородность ФРТ по полю зрения.

Неоднородность ФРТ ограничивает точность субпиксельного оценивания координат при использовании любой интерполяционной формулы взвешивания яркости. Измерение интегральных профилей производится на стенде посредством сканирования по одному из углов ориентации. При этом измеряется отклик в одной центральной ячейке приёмника при смещении центра пятна с шагом в 2 угл. с (что соответствует 1/6 углового размера приёмника). Интегрирование яркости при этом происходит по ширине элемента приёмника — в нашем случае апертурой 12 угл. с. Полученные зависимости представляют собой проинтегрированную по ширине элемента приёмника величину сечения ФРТ. Если задаться ожидаемой формой величины ФРТ в параметризованном виде, то можно восстановить её по полученным данным, минимизируя невязку. Будем считать, что ФРТ имеет вид гауссовского распределения

$$I(x, y) = \frac{1}{2\pi\sigma^2} \exp\left\{-\frac{x^2 + y^2}{2\sigma^2}\right\}.$$

Тогда в любом сечении профиль имеет вид

$$s(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma} \exp\left\{-\frac{(x-x_0)^2}{2\sigma^2}\right\},$$

а интегральное значение в центральной ячейке, с точностью до множителя и постоянной составляющей, можно определить через интеграл функции профиля:

$$P(x) = \int_{-\infty}^x \frac{1}{\sqrt{2\pi} \cdot \sigma} \exp\left\{-\frac{z^2}{2\sigma^2}\right\} dz = 0,5 \operatorname{erfc}\left\{-\frac{x}{\sqrt{2} \cdot \sigma}\right\},$$

$$\begin{aligned} \bar{s}(x) &= P(x-x_0+0,5\Delta) - P(x-x_0-0,5\Delta) = \\ &= \frac{1}{2} \left[\operatorname{erfc}\left\{-\frac{(x-x_0+0,5\Delta)}{\sqrt{2}\sigma}\right\} - \operatorname{erfc}\left\{-\frac{(x-x_0-0,5\Delta)}{\sqrt{2}\sigma}\right\} \right], \end{aligned}$$

где x_0 — неизвестное положение центра ФРТ; σ — её ширина в угловых секундах; Δ — размер элемента приёмника в угловых секундах; erfc — стандартная функция ошибок. Располагая измерениями зависимости $F(x)$, можно решить задачу подгонки под данные по минимуму квадратов нелинейной регрессии

$$F(x) = \frac{C_1}{2} \left[\operatorname{erfc} \left(-\frac{(x-x_0+0,5\Delta)}{\sqrt{2} \cdot \sigma} \right) - \operatorname{erfc} \left(-\frac{(x-x_0-0,5\Delta)}{\sqrt{2} \cdot \sigma} \right) \right] + C_0$$

по двум линейным параметрам C_0 , C_1 и двум нелинейным x_0 , σ . В программе MathLab минимизацию проще всего проводить последовательными итерациями, отдельно по линейным (псевдоинверсия) и нелинейным (функция `fminsearch`) переменным. Такие расчёты проводятся как минимум для двух областей поля зрения объектива — первая в центре и вторая — на краю поля зрения. Результаты измерений по осям X и Y для этих двух областей показаны на рис. 1–4. Видно, что измеренные интегрированные профили ФРТ по оси X очень хорошо аппроксимируются скользящими средними нормального распределения (2...3 % относительной точности). По оси Y точность в несколько раз хуже, что можно интерпретировать как отклонение ФРТ от нормального закона, что связано, по-видимому, с переносом заряда в фотоприёмнике.

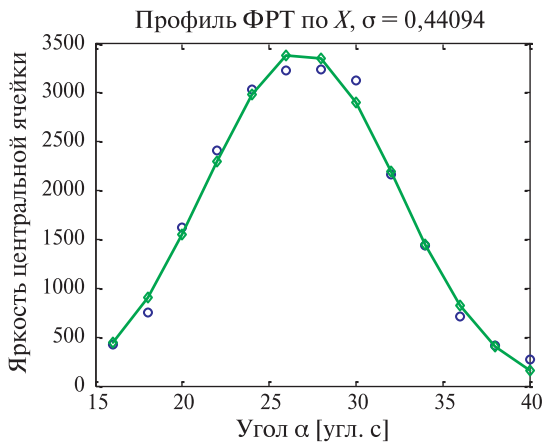


Рис. 1. Результат подгонки нормального распределения под данные интегрального профиля по оси X в центре поля зрения

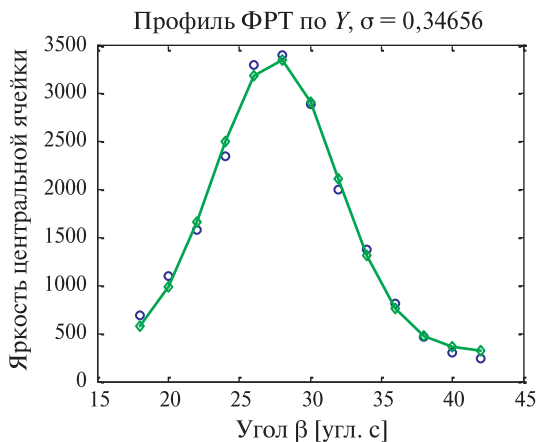


Рис. 2. Результат подгонки нормального распределения под данные интегрального профиля по оси Y в центре поля зрения

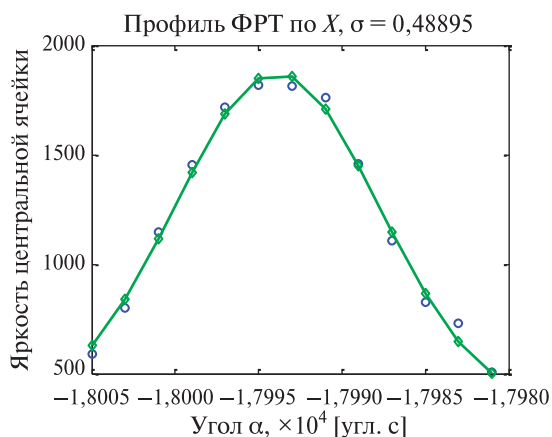


Рис. 3. Результат подгонки нормального распределения под данные интегрального профиля по оси X на краю поля зрения

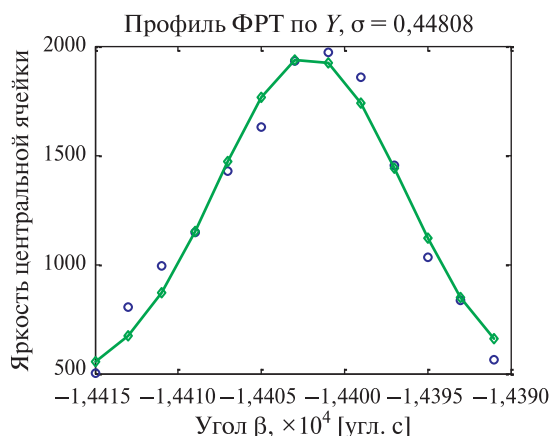


Рис. 4. Результат подгонки нормального распределения под данные интегрального профиля по оси Y на краю поля зрения

Оценка σ может использоваться для выбора функций субпиксельного оценивания координат. При полученных параметрах $\sigma \approx 0,34...0,49$ элемента (достаточно низкие по сравнению с оптимальными значениями $\sigma_{opt} = 0,6...0,8$) распределения ФРТ наименьшие фазовые ошибки должны достигаться при оценивании координат по формуле простого центра масс.

2. КОНТРОЛЬ ФАЗОВЫХ ОШИБОК

По данным одномерного сканирования можно измерить фазовые ошибки (систематические пространственные ошибки, связанные с положением пятна относительно элемента приёмника и возникающие при дискретизации). Такие зависимости оценки координаты пятна от углов наклона ЗД показаны на рис. 5 и 6 для формулы оценивания координат по первому моменту яркости пятна (метод «центра масс»).

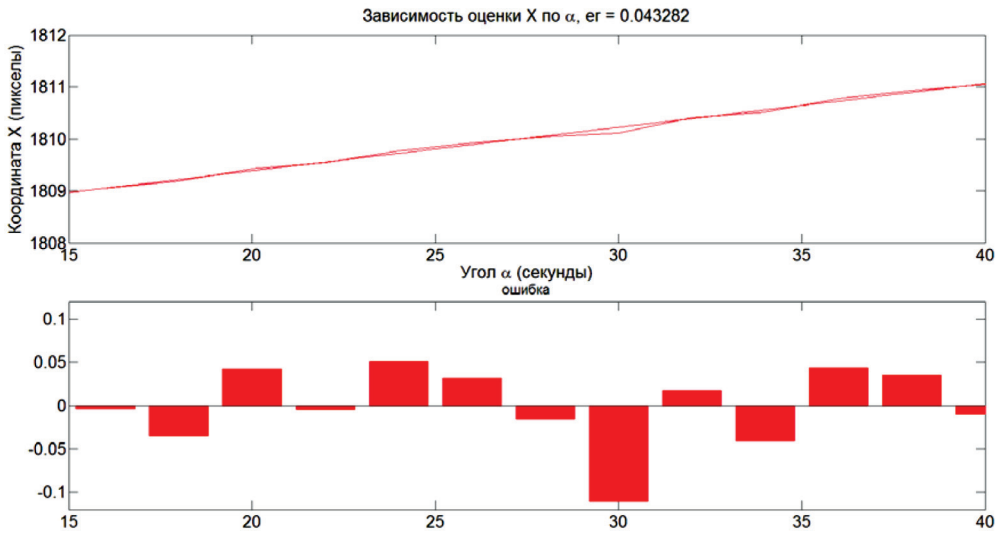


Рис. 5. Зависимость фазовой систематической ошибки субпиксельной оценки координаты X от угла наклона приёмника, среднеквадратичная ошибка 0,051 элемента приёмника

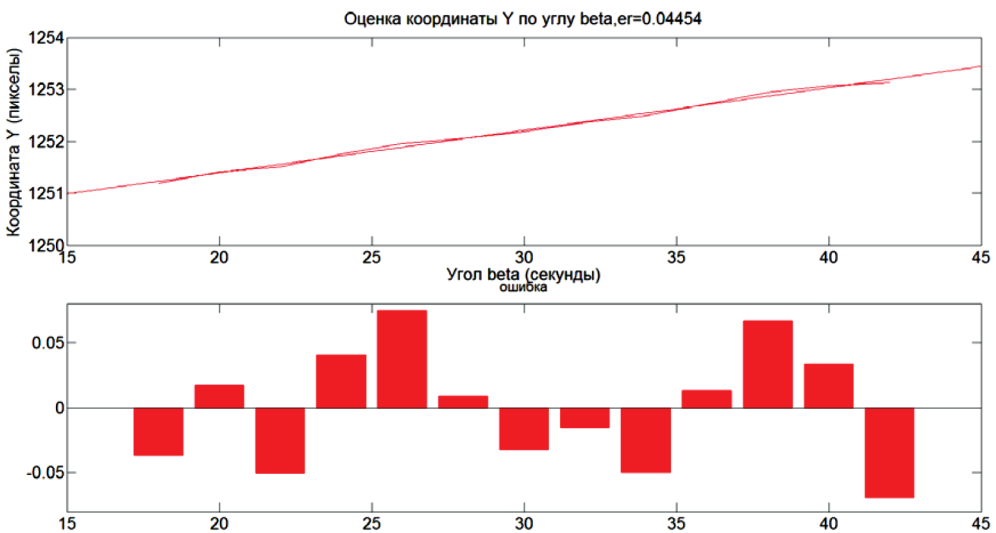


Рис. 6. Зависимость фазовой систематической ошибки субпиксельной оценки координаты Y от угла наклона приёмника, среднеквадратичная ошибка 0,054 элемента приёмника

В данном случае обеспечивается среднеквадратичная фазовая ошибка измерения координат по обоим направлениям примерно 0,05 элемента приёмника, что примерно в шесть раз меньше, чем случайная ошибка оценки координаты по центральному пикселу 0,29. Под заданную фиксированную ФРТ можно теоретически подстроить интерполяционную формулу со значительно меньшей ошибкой, однако этому препятствует неоднородность ФРТ по полю

зрения. Возрастание фазовой ошибки вызвано неадекватностью интерполяционной формулы оценивания координат для слишком узкой или слишком широкой ФРТ.

3. ГЕОМЕТРИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ КАМЕРЫ

Геометрическая модель камеры строится по калибровочным данным посредством итерационного выполнения двухэтапной процедуры оптимизации, предложенной в работе [Weng et al., 1992].

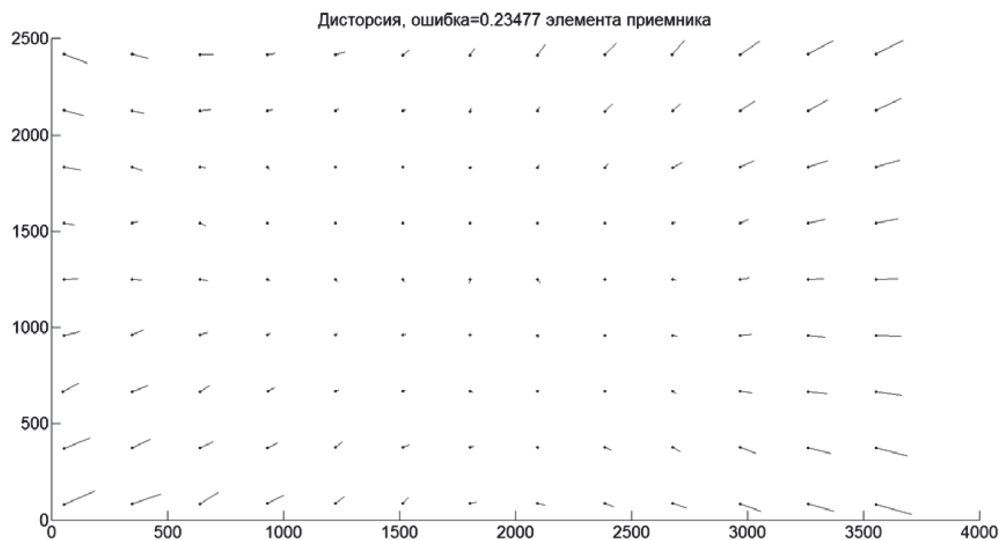


Рис. 7. Дисторсия изображений реперных точек (увеличенная в 200 раз)

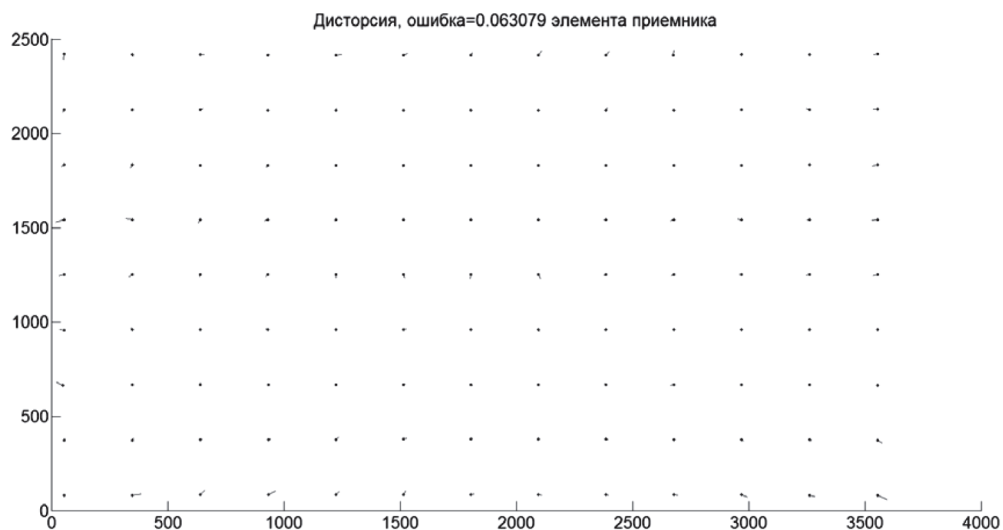


Рис. 8. Дисторсия после проецирования источников в соответствии с построенной моделью камеры

На первом этапе предполагается, что дисторсией можно пренебречь или её можно учесть расчётным путём. Тогда геометрическая модель камеры может быть определена в замкнутом виде с помощью метода DLT (Direct Linear Transform), предложенного в работе [Adel-Aziz, Karara, 1971]. Линейная модель определяет четыре внутренних параметра модели камеры (угловой размер элемента и координата центральной точки для соответствующих двух осей). На втором этапе решается в смысле минимизации невязки система линейных (относительно коэффициентов дисторсии) уравнений. Такое минимизирующее ошибку решение можно получить для произвольной модели, линейной по коэффициентам дисторсии, в частности для наиболее часто используемой в литературе модели, включающей радиальную и децентрирующую тангенциальную дисторсии. Нами использовалась модель дисторсии, включающая три коэффициента радиальной дисторсии и два коэффициента тангенциальной дисторсии. Вычисленные коэффициенты дисторсии используются для внесения поправок на координаты в фокальной плоскости с целью получения свободных от дисторсии расчётных данных. Затем следовал возврат к первому этапу и, далее, повтор всех вычислений итеративно до сходимости. Поскольку всякая процедура многомерной нелинейной оптимизации может сходиться к локальному минимуму, результаты контролировались альтернативными стандартными методами многомерной оптимизации: методом Левенберга-Марквардта и методом роя частиц PSO (Particle Swarm Optimization). Использовалась равномерная по двум углам решётка измерений 13×9 для построения модели камеры. Результаты коррекции в соответствии с построенной моделью представлены на рис. 7 и 8.

В данном случае среднеквадратическая ошибка оценивания координат снижается с 0,24 до 0,06 элемента приёмника. Полученная модель камеры в дальнейшем используется для построения обратного дробно-полиномиального преобразования координат приёмника в углы ориентации источника, используемые в штатной работе ЗД.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Рассмотренные в работе математические модели используются для нахождения параметров, определяющих точность работы звёздных датчиков. Измерения ФРТ и фазового шума приёмника позволяют контролировать качество сборки видеокамеры ЗД. Построенная модель оптической системы ЗД позволяет как контролировать ошибки прибора на этапе сборки, так и проводить компенсацию геометрических искажений ЗД в рамках геометрической модели в штатном режиме. Рассмотренные способы контроля позволили получить точность определения ориентации одиночного источника лучше одной угловой секунды.

ЛИТЕРАТУРА

[Бунтов и др., 2013] Бунтов Г. В., Верховцева А. В., Забиякин А. С., Князев А. Н., Стальнов А. М. Методы повышения точности стендового оборудования для наземной обработки прецизионных звёздных датчиков // 3-я Всерос. научно-техническая

- конф. «Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов». 10–13 сент. 2012, Россия, Таруса: сб. тр. / Под ред. Г. А. Аванесова. Сер. «Механика, управление и информатика». М.: ИКИ РАН, 2013. С. 199–203.
- [Adel-Aziz, Karara, 1971] *Adel-Aziz Y. I., Karara H. M.* Direct Linear Transformation into Object Space Coordinates in Close-Range Photogrammetry // Proc. Symp. Close-Range Photogrammetry (Urbana, IL), Jan. 1971. P. 1–18.
- [Weng et al., 1992] *Weng J., Cohen P., Herniou M.* Camera calibration with Distorsion Models and Accuracy Evaluation // IEEE Trans. Pattern Analysis and Machine Intelligence. 1992. V. 14. N. 10. P. 965–980.

OBJECTIVE CONTROL METHODS OF ACCURACY CHARACTERISTICS OF THE STELLAR SENSOR

G. V. Buntov, A. V. Verhovtseva, A. S. Zabiyaikin, A. N. Knyazev, A. I. Tsiliurik

Branch of State Research and Production Space-Rocket Center “TsSKB-Progress”
Research and Production Enterprise “Optical and Electronic Complexes and Systems”
 (“RPE “OPTTECS”)

Measurement procedures at the stand of measurement of angular coordinates are considered, that control accuracy of the stellar sensor, in a process of its assemblage and adjustment.

Keywords: the stellar sensor, the stand of measurement of angular coordinates, gauging, a point scattering function, sub-pixel estimate of coordinates.

Buntov Gennady Vladimirovich — head laboratory, gbunt@gmail.ru

Verhovtseva Alevtina Viktorovna — deputy head of department, PhD, e-mail: alevteena@gmail.com

Zabiyaikin Alexander Sergeevich — head of division, deputy chief

Knyazev Alexander Nikolaevich — head department

Tsiliurik Alexander Ivanovich — leading researcher, PhD, e-mail: tsiliur@gmail.com

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВЕЛИЧИНЫ ОТКЛОНЕНИЯ ОТ ПЕРПЕНДИКУЛЯРНОСТИ ФОТОЧУВСТВИТЕЛЬНОЙ МАТРИЦЫ ПО ОТНОШЕНИЮ К ОПТИЧЕСКОЙ ОСИ ОБЪЕКТИВА, ВОЗНИКАЮЩЕГО ВСЛЕДСТВИЕ ТЕПЛОЙ ДЕФОРМАЦИИ ЗВЁЗДНОГО ДАТЧИКА

П. Н. Разживалов

Научно-производственное предприятие «Оптико-электронные комплексы и системы» («НПП «ОПТЭК») – Филиал Ракетно-космического центра «Прогресс» («РКЦ «Прогресс»)

Проведено тепловое исследование оптико-электронного устройства (звёздного датчика) с жидкостным охлаждением с целью определения величины отклонения от перпендикулярности фоточувствительной матрицы по отношению к оптической оси объектива (угловая погрешность звёздного датчика). Для проведения исследования была разработана математическая модель с помощью программного пакета Mathcad для расчёта коэффициента конвективной теплоотдачи, а также разработана трёхмерная модель датчика ориентации по звёздам с помощью системы автоматизированного проектирования (САПР) Creo Elements (ProEngineer 5.0) для проведения теплового анализа конструкции. В результате исследования был выбран оптимальный режим работы двух контуров жидкостного охлаждения, определена величина тепловой деформации конструкции и угловая погрешность звёздного датчика. Величина погрешности составила 0,3 угл. с.

Ключевые слова: звёздный датчик, датчик ориентации по звёздам, термостабильность, тепловое исследование, коэффициент конвективной теплоотдачи, угловая погрешность.

При разработке и производстве различных оптико-электронных устройств (солнечных или звёздных датчиков, оптико-электронных преобразователей [Бакланов, 2009]) важное место занимают их испытания, наземная отработка режимов работы блоков и программного обеспечения с применением специального стендового оборудования [Аванесов и др., 2013; Дегтярёв и др., 2011; Никитин и др., 2011]. Появилась необходимость проведения исследования и анализа оптико-электронных устройств, с использованием современных САПР, в составе наземной испытательной базы, что позволяет математически определить ожидаемый результат и при необходимости внести нужную коррекцию, например в конструкцию устройства.

В данной статье речь пойдёт о стационарном исследовании (температура окружающей среды и тепловой поток с теплонагруженных элементов — постоянны) звёздного датчика, состоящего из объектива и блока фотоприёмного устройства (БФПУ). Целью исследования является определение величины отклонения от перпендикулярности фоточувствительной матрицы по отношению к оптической оси объектива.

Разработка 3D-модели датчика ориентации по звёздам с первым контуром жидкостного охлаждения, а также держателя испытательного стенда со вторым контуром охлаждения проводилась в САПР Creo Elements (ProEngineer 5.0).

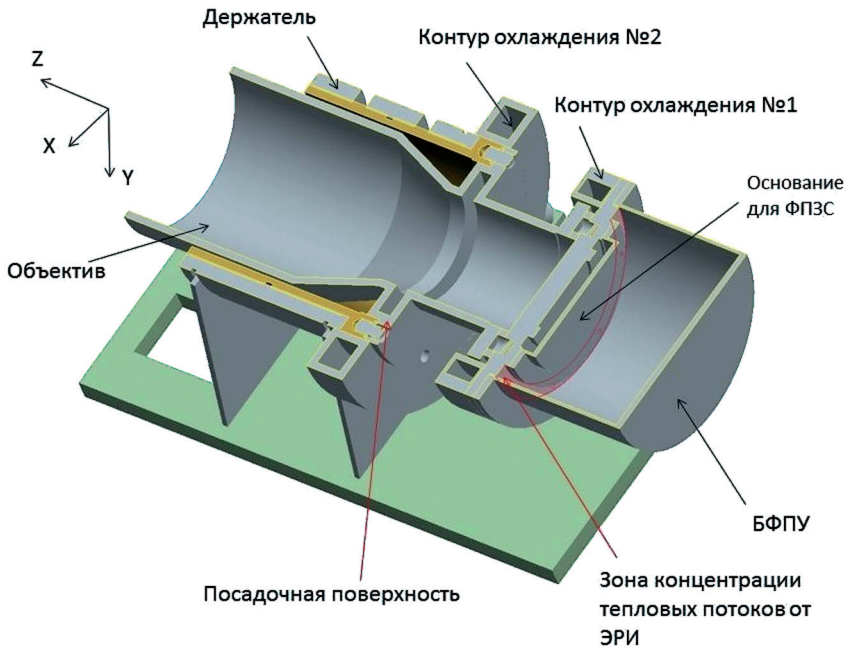


Рис. 1. Упрощённая модель звёздного датчика (ФПЗС — фоточувствительные приборы с зарядовой связью)

Контур охлаждения № 2 стабилизирует посадочную поверхность объектива. В свою очередь контур охлаждения № 1 отводит тепло с БФПУ. Результат разработки представлен на рис. 1.

Как можно видеть на рис. 1, модель представлена в упрощённом виде, это связано с тем, что при тепловом исследовании модели используется метод конечных элементов [Ли, 2004]. Так, например, БФПУ был отмоделирован без электронных компонентов, что позволяет значительно уменьшить время расчёта. Но все основные узлы и вся геометрия с поверхностями, которые нужны для задания нагрузок и ограничений, в модели присутствуют.

Дальше был проведён расчёт коэффициента конвективной теплоотдачи, для того чтобы симитировать охлаждение с помощью жидкости в двух контурах. Остальные ограничения и нагрузки (места крепления держателя, тепловая нагрузка (мощность) блока фотоприёмного устройства и т. д.) были известны и не требовали предварительных расчётов.

Коэффициент конвективной теплоотдачи может быть найден несколькими способами [Бухмиров, 2007] в зависимости от режима движения жидкости. Для случая вынужденного движения текучей среды в трубах или каналах произвольного сечения (в нашем случае в контурах с прямоугольным сечением) эквивалентный диаметр канала $d_{\text{экв}}$ находится по формуле:

$$R_0 = d_{\text{экв}} = d_0 = \frac{4f}{P}, \quad (1)$$

где $f = 43,8 \cdot 10^{-5} \text{ м}^2$ — площадь поперечного сечения потока; $P = 84,4 \cdot 10^{-3} \text{ м}$ — периметр смачивания.

Далее определяем число Рейнольдса Re :

$$Re = w_0 \frac{d_0}{\nu}, \quad (2)$$

где $w_0 = S_0/f$ — скорость потока [м/с]; S_0 — расход теплоносителя (текучая среда) [м³/с]; ν — кинематический коэффициент вязкости [м²/с].

Определим для контура охлаждения № 2 по формулам (1) и (2) число Рейнольдса. Имеем: $R_0 = d_{\text{экв}} = d_0 = 4f/P = 0,021$ м — эквивалентный диаметр; $S_0 = 2,5 \cdot 10^{-4}$ м³/с — расход теплоносителя (вода). Стоит отметить, что для звёздного датчика, о котором идёт речь в данной статье, отправной точкой в расчётах величины расхода жидкости было значение 100 см³/с (или $1 \cdot 10^{-4}$ м³/с). По результатам проведённого расчёта для имеющейся геометрии контуров охлаждения, течение жидкости соответствовало переходному режиму течения ($Re = 6,117 \cdot 10^3$). Забегая вперёд, хотелось бы сказать, что дальнейшие расчёты и тепловое исследование разработанной трёхмерной модели, для случая переходного режима течения жидкости, показали недостаточную эффективность контуров охлаждения. Малая эффективность контуров привела к большим тепловым деформациям конструкции датчика ориентации по звёздам. Поэтому было принято решение повторить выполненные расчёты для контуров охлаждения с повышенным расходом жидкости. Расчёты были выполнены для контуров с расходом: $1,5 \cdot 10^{-4}$; $2 \cdot 10^{-4}$; $2,5 \cdot 10^{-4}$; $3 \cdot 10^{-4}$ и $3,5 \cdot 10^{-4}$ м³/с. Результаты вновь выполненных расчётов и температурных исследований трёхмерной модели показали, что оптимальная величина расхода жидкости равна $2,5 \cdot 10^{-4}$ м³/с. При первых двух величинах система из двух контуров оставалась недостаточно эффективной, а при последних двух — тепловая «картина» конструкции звёздного датчика значительно не изменялась, по сравнению с величиной расхода $2,5 \cdot 10^{-4}$ м³/с.

Теперь вернёмся к расчёту числа Рейнольдса. Определив эквивалентный диаметр канала и расход, далее рассчитываем скорость потока как отношение расхода жидкости к площади поперечного сечения контура № 2:

$$w_0 = \frac{S_0}{f} = 0,571 \text{ м/с.}$$

Затем требуется вычислить величину кинематического коэффициента вязкости жидкости (данный коэффициент — справочный). В качестве охлаждающей жидкости для контуров при наземных испытаниях используется вода. Поэтому кинематический коэффициент вязкости воды берём равным $1,006 \cdot 10^{-6}$ м²/с — табл. № 8 из приложения к работе [Бухмиров, 2007].

Тогда число Рейнольдса по формуле (2) будет равно:

$$Re = w_0 \frac{d_0}{\nu} = 1,178 \cdot 10^4.$$

Следовательно, в контуре присутствует турбулентный режим течения жидкости. Далее для расчёта среднего коэффициента конвективной теплоотдачи, при данном режиме, вначале нужно найти числа Прандтля и Нуссельта. Число Прандтля определяем по формуле:

$$Pr = \mu \frac{C}{\lambda}, \quad (3)$$

где μ — динамическая вязкость [Па·с]; C — удельная теплоёмкость [Дж/кг·К]; λ — коэффициент теплопроводности [Вт/м·К]. Все коэффициенты — справочные. Подставив в (3) все значения, получим:

$$Pr = (1004 \cdot 10^{-6}) \times \frac{4183}{0,6} = 7.$$

Число Нуссельта определяем по формуле:

$$Nu = 0,021 \times Re^{0,8} \times Pr^{0,43} \times \varepsilon_1 \times \varepsilon_2, \quad (4)$$

где $\varepsilon_1 = \left(\frac{Pr_f}{Pr_w} \right)^{0,25}$ — поправочный коэффициент (табл № 8 из приложения к работе [Бухмиров, 2007]), учитывающий изменение физических свойств среды в зависимости от температуры. Критерий Прандтля Pr_f принимают по справочным данным для текучей среды при определяющей температуре флюида, а критерий Прандтля Pr_w — при температуре стенки; ε_2 — поправочный коэффициент, учитывающий влияние на теплоотдачу процесса гидродинамической стабилизации потока на начальном участке теплообмена, определяется по справочным данным в зависимости от отношения числа Рейнольдса и длины канала к эквивалентному диаметру (см. работу [Бухмиров, 2007], с. 11, табл № 2.2). Подставив в соотношение (4) расчётные и справочные значения, получим:

$$Nu = 0,021 \times (1,178 \cdot 10^4)^{0,8} \times (7)^{0,43} \times 1 \times 1,13 = 98,975.$$

Зная число Нуссельта, находим средний коэффициент конвективной теплоотдачи α для контура охлаждения № 2 по формуле:

$$\alpha = Nu \frac{\lambda}{d_0} = 2861 \text{ Вт/м}^2 \cdot \text{К}.$$

Весь вышеизложенный расчёт среднего коэффициента конвективной теплоотдачи был проведён в среде системы Mathcad. Аналогичным образом и в той же среде был проведён расчёт для контура охлаждения № 1. По результатам расчёта для контура охлаждения № 1 — $\alpha = 3768 \text{ Вт/м}^2 \cdot \text{К}$.

Полученные таким образом значения коэффициентов конвективной теплоотдачи были использованы дальше на этапе теплового исследования трёхмерной модели изделия, в нашем случае звёздного датчика. Задав в модели материалы для всех сборочных единиц (держатель — углеродистая сталь Ст3пс ГОСТ 380-2005; объектив — титановый сплав ВТ1-0 ГОСТ 19807-91; фланцы контуров охлаждения № 1 и № 2 — алюминиевый сплав АМг6 ГОСТ 4784-97; БФПУ: корпус — дюраль Д16 ГОСТ 4784-97; крышка БФПУ для стыковки с объективом — титановый сплав ВТ1-0 ГОСТ 19807-91; держатель матрицы фотоприёмников с зарядовой связью (ФПЗС-матрицы) — сплав 36Н ГОСТ 10994-74), граничные условия (зоны, имитирующие теплоотвод с помощью жидкости, — через коэффициент конвективной теплоотдачи в контурах охлаждения; зоны тепловой нагрузки в 20 Вт; температура окружающей среды +22 °С), а также построив геометрическую сетку имеющейся модели, выполним тепловой стационарный расчёт для получения эпюр распределения температуры и тепловых потоков по конструкции звёздного датчика при величине тепловой мощности от БФПУ в 20 Вт.

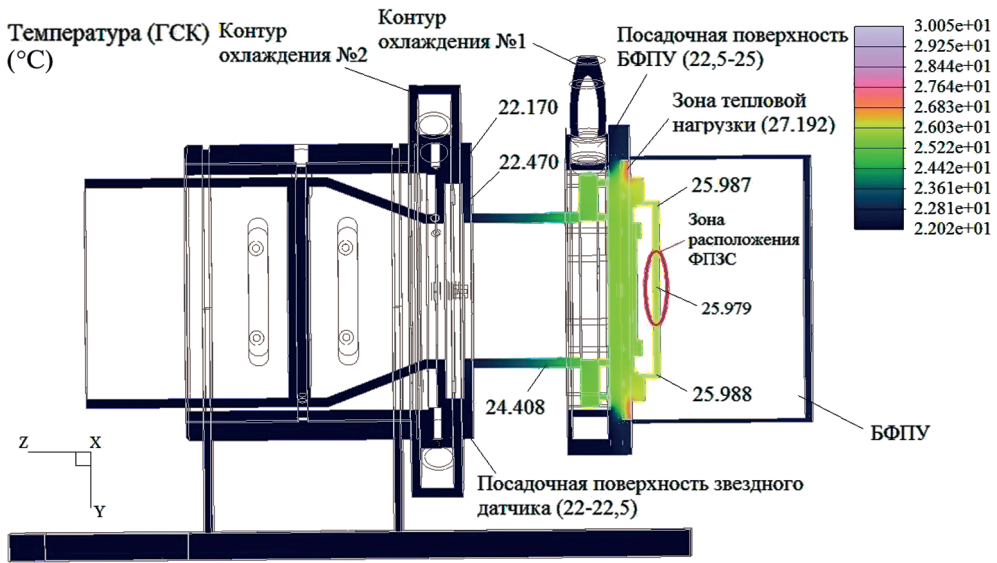


Рис. 2. Эпюра распределения температуры звёздного датчика

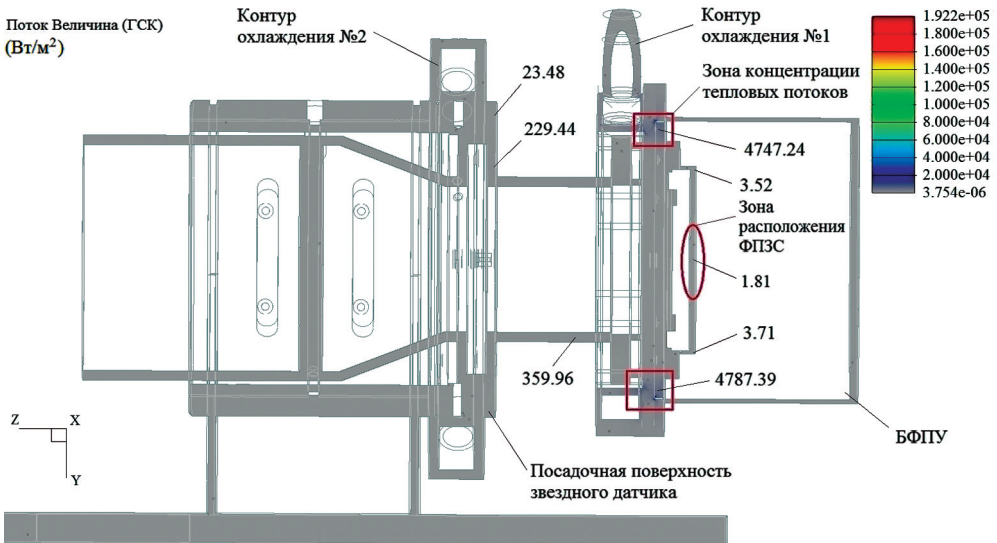


Рис. 3. Эпюра тепловых потоков звёздного датчика

Результаты теплового стационарного расчёта в среде проектирования Creo Elements представлены на рис. 2, 3.

Как видно на рис. 2 и 3, зона максимального значения температуры и концентрации тепловых потоков приходится на участок, на который передаётся с помощью медных шин тепловая нагрузка (20 Вт) от БФПУ. Можно также отметить, что распределение тепла по конструкции звёздного датчика происходит равномерно, за исключением вышеупомянутого небольшого участка на стыке БФПУ и контура охлаждения № 1 (см. рис. 3).

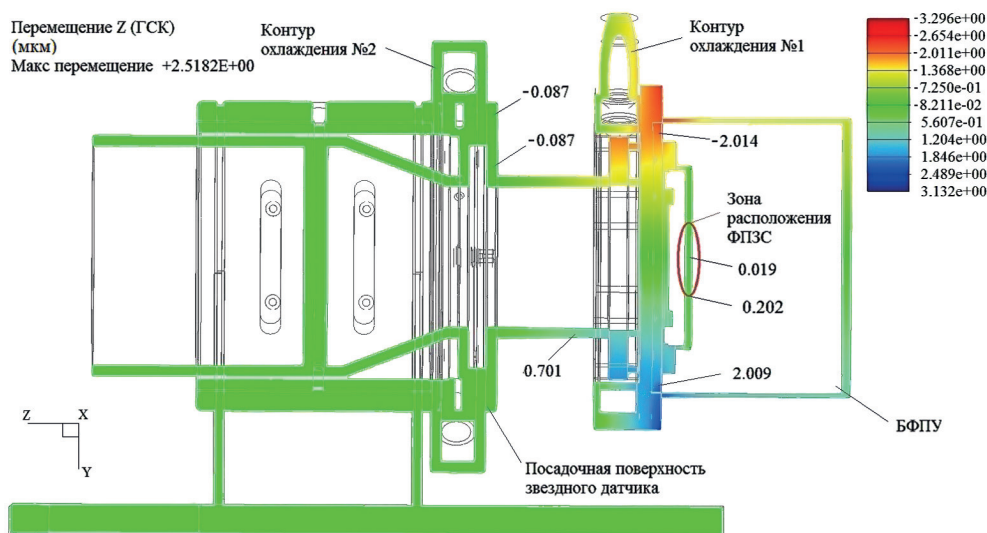


Рис. 4. Эпюра деформации (Δy) конструкции по оси Y звёздного датчика

Далее, имея результаты теплового моделирования конструкции датчика ориентации по звёздам, можно определить величину тепловой деформации с помощью структурного моделирования. В данном моделировании также вначале задаются материал всех сборочных единиц, граничные условия (в структурном моделировании учитываются все параметры и результаты теплового моделирования; указываются зоны закрепления изделия), создаётся сетка модели и проводится расчёт на деформацию конструкции под воздействием тепловой нагрузки.

Величина отклонения от перпендикулярности фоточувствительной матрицы по отношению к оптической оси объектива во многом зависит от величины тепловой деформации оптико-электронного устройства вдоль оси Y . Погрешность от деформации вдоль оси Z компенсируется конструктивными способами (например, использование микронных прокладок при сборке объектива и БФПУ), а вдоль оси X величина деформации на порядок ниже из-за конструктивных особенностей и расположения системы термостабилизации БФПУ. Результаты исследования представлены на рис. 4.

Как видно на рис. 4, максимальное значение деформации звёздного датчика по оси Y в зоне расположения ФПЗС составляет $\Delta y = 0,202$ мкм. Такая величина деформации приходится на инваровое основание, на котором установлена ФПЗС-матрица, что влечёт за собой смещение последней по оси Y . Таким образом, при вычислении координаты точечного светового объекта, проецируемого на плоскость ФПЗС, появляется отклонение от перпендикулярности фоточувствительной зоны ФПЗС по отношению к оптической оси объектива (ось Z). Условно данное отклонение показано на рис. 5.

Следовательно, можно говорить о появлении угловой погрешности θ у датчика ориентации по звёздам в результате тепловой деформации. Данная угловая погрешность может быть найдена из уравнения [Федосов, 2008]:

$$\operatorname{tg} \theta = \theta = \frac{\Delta y}{l},$$

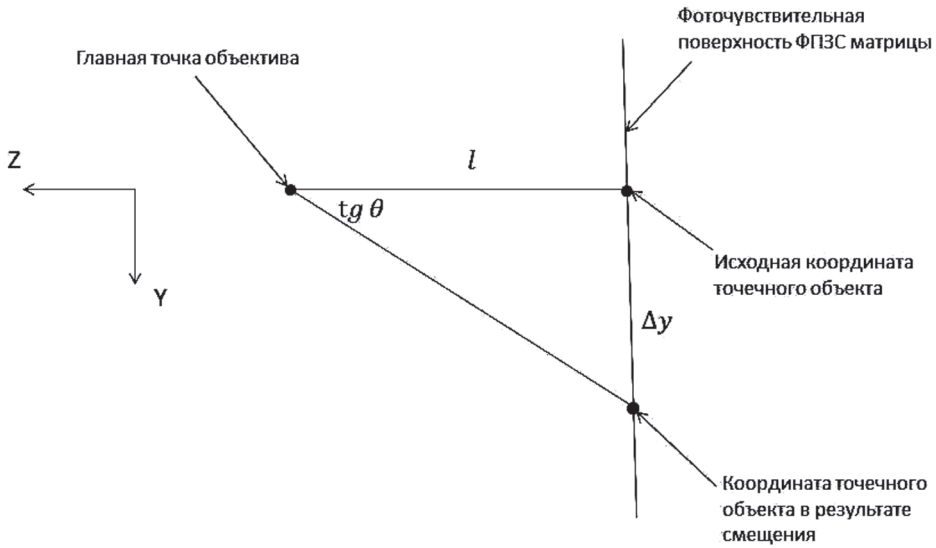


Рис. 5. Схематичное изображение отклонения ФПЗС-матрицы от перпендикулярности по отношению к оптической оси Z объектива при вычислении координаты точечного светового объекта

где $\Delta y = 0,202$ мкм — смещение ФПЗС по оси Y в результате тепловой деформации основания; $l = 120$ мм — расстояние от фоточувствительной поверхности ФПЗС до посадочной поверхности звёздного датчика, вдоль оптической оси Z объектива,

$$\theta = \frac{0,202 \cdot 10^{-6}}{120 \cdot 10^{-3}} \times \frac{180}{\pi} \times 3600 = 0,3 \text{ угл. с.}$$

Таким образом, в результате термической деформации конструкции для стационарного случая (температура окружающей среды 22 °С), угловая погрешность составляет всего $0,3$ угл. с, что допустимо для звёздных датчиков (устройств астроориентации) с точностью порядка 1 угл. с.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

- В результате исследования датчика ориентации по звёздам, с помощью математической модели расчёта коэффициента конвективной теплоотдачи, были выбраны оптимальные геометрические параметры двух контуров жидкостного охлаждения.
- Были определены: температура основных узлов конструкции звёздного датчика, величина тепловых потоков и величина тепловой деформации конструкции по оси Y в зоне расположения фотоприёмников с зарядовой связью, которая составила $\Delta y = 0,202$ мкм.
- Угловая погрешность при вычислении координаты точечного светового объекта, проецируемого на плоскость матрицы фотоприёмников с зарядовой связью блока фотоприёмного устройства, вызванная тепловой деформацией конструкции звёздного датчика, составляет

0,3 угл. с с учётом допущений при моделировании (стационарный случай: температура окружающей среды 22 °С, внутренняя тепловая нагрузка постоянна и равняется 20 Вт).

- Разработанная математическая и трёхмерная модель звёздного датчика в составе термостабилизирующего держателя испытательного стенда на данном этапе позволяет определять угловые погрешности устройства в результате температурных нагрузок и оптимальные параметры системы жидкостного охлаждения (например, величину расхода жидкости, геометрические параметры контуров охлаждения и т. д.). В дальнейшем данную трёхмерную модель можно улучшить и использовать для исследования влияния других факторов (например, гравитация, вибрация и др.) на рабочие характеристики датчика ориентации по звёздам.

ЛИТЕРАТУРА

- [Аванесов и др., 2013] *Аванесов Г. А., Бессонов Р. В., Деметьев В. Ю.* Результаты отработки программного обеспечения прибора звёздной ориентации БОКЗ-М60/1000 на стенде динамических испытаний // 3-я Всерос. научно-технич. конф. «Современ. проблемы определения ориентации и навигации космич. аппаратов». Таруса, 10–13 сент. 2012: сб. тр. / Под ред. Аванесова Г. А. М.: ИКИ РАН, 2013. С. 169–178.
- [Бакланов, 2009] *Бакланов А. И.* Системы наблюдения и мониторинга: уч. пособие. М.: БИНОМ. Лаборатория знаний, 2009. С. 63–114.
- [Бухмиров, 2007] *Бухмиров В. В.* Расчёт коэффициента конвективной теплоотдачи (основные критериальные уравнения): методич. указания // ИГЭУ им. Ленина, Иваново, 2007. 39 с.
- [Дегтярёв и др., 2011] *Дегтярёв А. А., Ткачёв С. С., Мыльников Д. А.* Разработка лабораторного стенда для отработки макета звёздной камеры // 2-я Всерос. научно-технич. конф. «Современ. проблемы определения ориентации и навигации космич. аппаратов». Таруса, 13–16 сент. 2010: сб. тр. / Под ред. Аванесова Г. А. М.: ИКИ РАН, 2011. С. 226–239.
- [Ли, 2004] *Ли К.* Основы САПР (CAD/CAM/CAE). СПб.: Питер, 2004. 560 с. С. 225–268.
- [Никитин и др., 2011] *Никитин А. В., Дунаев Б. С., Красиков В. А.* Наземный эксперимент по синхронному определению параметров угловой инерциальной ориентации тремя приборами звёздной ориентации БОКЗ-М // 2-я Всерос. научно-технич. конф. «Современ. проблемы определения ориентации и навигации космич. аппаратов». Таруса, 13–16 сент. 2010: сб. тр. / Под ред. Аванесова Г. А. М.: ИКИ РАН, 2011. С. 62–69.
- [Федосов, 2008] *Федосов И. В.* Геометрическая оптика. Саратов: Сателлит, 2008. 92. с. С. 50–54.

DEVIATION ASSESSMENT FROM PERPENDICULARITY OF PHOTOSENSITIVE MATRIX IN RELATION TO AN OPTICAL AXIS OF A LENS ARISING OWING TO THERMAL DEFORMATION OF THE STAR SENSOR

P. N. Razzhivalov

Branch of State Research and Production Space-Rocket Center "TsSKB-Progress"
Research and Production Enterprise "Optical and Electronic Complexes and Systems"
("RPE"OPTecs")

Thermal research of the optical-electronic device (the star sensor) with liquid cooling for the purpose of determination of size of a deviation from perpendicularity of a photosensitive matrix in relation to an optical axis of a lens (an angular error of the star sensor) is conducted. For carrying out research the mathematical model by means of a software package of Mathcad was developed for calculation of coefficient of a convective thermolysis, and the three-dimensional model of the sensor of orientation on stars by means of SAPR Creo Elements (ProEngineer 5.0) is also developed for carrying out the thermal analysis of a design. As a result of research the optimum operating mode of two contours of liquid cooling was chosen, the size of thermal deformation of a design and an angular error of the star sensor is determined. The size of an error made 0.3 angular seconds.

Keywords: star sensor, the orientation sensor on stars, heat stability, thermal deformation, thermal research, coefficient of a convective thermolysis, angular error.

Razzhivalov Pavel Nikolaevich — chief of design office, razzhivalovpavel@gmail.com

ИЕРАРХИЧЕСКИЙ ЗВЁЗДНЫЙ КАТАЛОГ, ПРЕДНАЗНАЧЕННЫЙ ДЛЯ РЕЖИМА СЛЕЖЕНИЯ ЗВЁЗДНОГО ДАТЧИКА

А. В. Верховцева, А. С. Забиякин, Д. И. Мозгунов, С. А. Соколов, А. И. Цилюрик

Научно-производственное предприятие «Опτικο-электронные комплексы и системы» («НПП «ОПТЭК») — Филиал Ракетно-космического центра «Прогресс» («РКЦ «Прогресс»)

Каталог, полный до некоторой звёздной величины, обычно слишком объёмен для режима слежения звёздного датчика. В работе предложены алгоритм и структуры данных, позволяющие в реальном времени эффективно фильтровать звёзды в соответствии с известной ориентацией датчика.

Ключевые слова: звёзды, датчик ориентации, звёздный датчик, векторное квантование, каталог звёзд.

В разрабатываемом в «НПП «ОПТЭК» звёздном датчике (ЗД) используется достаточно длиннофокусная оптическая система и широкоформатный приёмник ПЗС (прибор с зарядовой связью; *англ.* CCD, charge-coupled device). Тем самым обеспечивается высокое разрешение в достаточно широком поле зрения (порядка 15° по диагонали приёмника). Применение широкоформатной матрицы ПЗС ограничивает быстродействие ЗД временем считывания этого прибора. Кроме того, быстродействие ограничивается и сложностью алгоритмов отождествления звёзд по полному звёздному каталогу в режиме неопределённой ориентации LIS (Lost In Space). Для того чтобы преодолеть указанные ограничения, желательно использовать режим слежения. После начального распознавания звёзд по полному звёздному каталогу возможно использование режима слежения, в котором для измерения ориентации и/или оптимизации считывания фотоприёмника используется незначительное количество идентифицированных ранее звёзд, попадающих в поле зрения фотоприёмника [Kolomenkin et al., 2008]. При слежении необходимо предсказывать, не только какие звёзды покидают поле зрения камеры датчика (что вычислительно не сложно, ввиду незначительности их количества), но и какие появятся в поле зрения на следующем кадре (что вычислительно сложно, ввиду необходимости перебора по всему звёздному каталогу). Чтобы сделать последнюю задачу выполнимой в реальном времени, возникает необходимость эффективно создавать локальные активные каталоги для предсказанной для текущего кадра ориентации датчика. В работе рассмотрен вариант решения этой задачи на основе квазиравномерного квантования единичной сферы с помощью описанного вокруг неё куба [Бирюков и др., 2013]. При этом приоритет схемы векторного квантования ориентации отдаётся

Верховцева Алевтина Викторовна — заместитель начальника отделения, кандидат физико-математических наук, alevteena@gmail.com

Забиякин Александр Сергеевич — начальник научно-технического комплекса, заместитель главного конструктора

Мозгунов Дмитрий Игоревич — инженер-программист

Соколов Сергей Александрович — начальник отделения

Цилюрик Александр Иванович — ведущий научный сотрудник, кандидат технических наук, tsiliur@gmail.com

быстродействию алгоритма поиска области, а не равномерности квантования в смысле телесных углов ячеек или их угловых размеров. Поэтому выбрана схема квантования с проецированием вектора ориентации на поверхность куба (рис. 1), а не более равномерных разбиений, таких как фулерены, или разбиений сферы на треугольники. При этом вся звёздная сфера разбивается на непересекающиеся четырёхугольные ячейки, соизмеримой, но не равной площади.

Вектор ориентации приёмника (X, Y, Z) легко отображается на соответствующие грани куба. Проецированное отображение сферы на куб имеет вид

$$\{x, y, z\} = \frac{1}{\max(|X|, |Y|, |Z|)} \{X, Y, Z\}.$$

Обратное преобразование координат куба в координаты сферы заключается в нормировке соответствующих векторов. Номер грани куба определяется тем, по какой оси модуль аргумента $\max(|X|, |Y|, |Z|)$ максимален, и знаком соответствующей максимальной координаты. Внутри каждой грани куба каждая область определяется независимо квантованием (неравномерным) двух других, дополнительных к максимальной, координат. Внутри грани диапазон изменения этих дополнительных координат составляет $[-1, 1]$. В любой точке границы ячеек квантования самое большее граничат четыре ячейки (обычно четыре, минимум три в углах куба). Ячейки сетки не могут быть сделаны строго одинаковыми ни по угловым размерам, ни по телесным углам никаким разделимым нелинейным квантованием. Но нелинейное квантование создаёт тенденцию к их уравниванию по обоим метрикам. Нашей целью будет являться оптимизация сетки векторного квантования в отношении равномерности углового размера ячеек, что позволило бы накрывать проекцию приёмника наибольшего углового диаметра при заданном количестве уровней квантования по каждой координате Q (угловой диаметр — угол, под которым видна диагональ приёмника из центра оптической системы). Тем самым метрика для оптимизации шкалы квантования определяется как минимум углового расстояния по всем рёбрам сетки на сфере (углов между смежными узлами). Ищется максимум этой величины по параметру нелинейности шкалы квантования — показателю экспоненты логарифмической шкалы квантования.

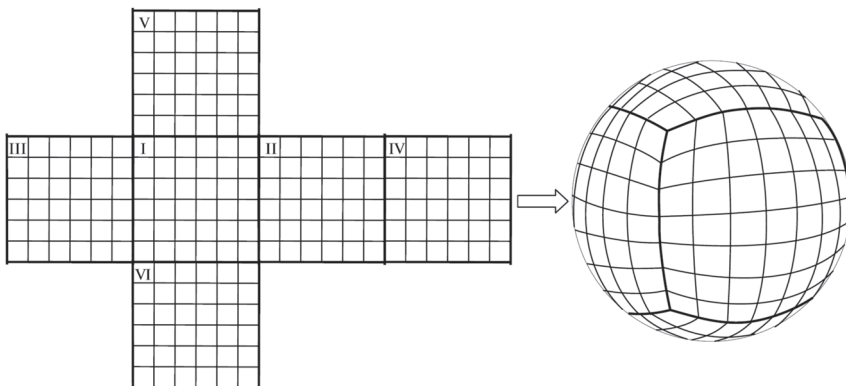


Рис. 1. Схема векторного квантования сферы

Для составления списка звёзд, потенциально имеющих возможность появиться в поле зрения датчика (активного каталога), используется следующая схема.

1. Производится векторное квантование предсказанного вектора ориентации датчика проецированием этого вектора на грань куба и последующим квантованием двух координат проекции. При неравномерном квантовании выбор ячейки осуществляется бинарным поиском независимо по каждой из дополнительных координат.
2. В найденной области (ячейке квантования) определяется ближайшая из четырёх вершин, по отношению к предсказанной ориентации оптической оси приёмника. В качестве метрики для определения близости узла к заданному направлению используется скалярное произведение соответствующих направляющих векторов.
3. Определяются все ячейки, к которым принадлежит данная вершина (их обычно четыре, за исключением восьми углов куба, для которых таких ячеек три), — объединение этих ячеек образует область активного каталога на небесной сфере.
4. Активный каталог определяется как объединение множеств звёзд, принадлежащих всем этим смежным ячейкам. Такое объединение просто построить, если каждая ячейка «знает», какие звёзды в ней находятся.

При таком алгоритме выбора области активного каталога как объединения областей, примыкающих к ближайшему узлу сетки, максимальный покрываемый схемой угловой диаметр приёмника определяется минимальным угловым расстоянием между смежными узлами сетки. Равномерность площади ячеек на сфере при этом не является приоритетом, но и они будут соизмеримы, что создаёт тенденцию к равномерности количества звёзд по всем ячейкам (естественно только в той мере, в какой равномерна их плотность).

Для реализации вычислительно эффективного выполнения алгоритма необходимо построение структурированной надстройки над глобальным каталогом звёзд, обеспечивающей быстрый поиск звёзд в поле зрения камеры по её ориентации без полного перебора каталога. Для этого создаются два дополнительных массива, описывающих структуру сетки квантования, — массив ячеек векторного квантования сферы и массив вершин этих ячеек (т.е. узлов сетки квантования). Кроме того, для эффективного хранения списков звёзд, принадлежащих каждой ячейке, создаётся массив индексов звёзд (индексный файл в терминологии, принятой для баз данных). Первые два массива определяют структуру сети квантования, а массив индексов звёзд предназначен для перечисления звёзд, принадлежащих каждой ячейке сетки. Сплошной список индексов звёзд, содержащий подряд номера звёзд каждой ячейки, получается сортировкой всех пар (номер звезды, номер ячейки, содержащей эту звезду) по номеру ячейки. Тем самым массив индексов звёзд описывает просто перестановку звёзд в каталоге, такую, чтобы звёзды, принадлежащие каждой ячейке, находились в этом массиве указателей подряд. Элементами массива ячеек являются структуры, содержащие указатели на четыре вершины соответствующей ячейки в массиве узлов, указатель на список индексов звёзд, принадлежащих данной ячейке в глобальном каталоге, а также

число этих звёзд. Элементы массива узлов содержат указатели на элементы массива ячеек, к которым узел принадлежит в качестве вершины четырёхугольника, и нормированные векторы ориентации узлов. Число ячеек квантования сферы будет $N = 6QQ$, количество узлов, как не сложно убедиться, всегда равно $N + 2$. Поскольку схема квантования сферы фиксированная, размерность всех структур и их связи фиксированы и, следовательно, могут храниться в виде массивов констант. Для каждой ячейки в массиве ячеек достаточно хранить четыре индекса узлов, индекс начала списка звёзд этой ячейки в массиве индексов звёзд и их количество. Узел в массиве узлов описывается обычно четырьмя (три в углах куба) индексами ячеек, к которым узел принадлежит, и тремя координатами нормированного вектора ориентации узла в глобальной системе координат.

Создав три указанных массива перекрёстных связей, локальный список звёзд — кандидатов для заданной ориентации датчика — можно получать очень эффективно без полного перебора по звёздам. Проецируя звёзды из этого списка в фокальную плоскость в соответствии с моделью камеры, можно получить предсказания положения их изображений в координатах приёмника. Проверив, что полученные координаты находятся в заданных интервалах, получаем список звёзд, входящих в поле зрения приёмника.

Структуры данных на языке С, необходимые для построения иерархического каталога, приведены ниже.

Тип ячейка (область квантования)

```
typedef struct reg {
    short nv[4]; // 4-указателя на вершины разбиения в массиве verts
    short ns; // число звёзд в каталоге, принадлежащих данной ячейке
    short start; // номер первой ссылки в массиве индексов StarIndex,
                // номера звёзд в каталоге, принадлежащие данной области,
                // в массиве индексов StarIndex перечислены подряд
} Reg;
```

Тип узел (вершина ячейки)

```
typedef struct vert {
    double p[3]; // нормированный вектор ориентации вершины на сфере
    short nr; // число ячеек (4 или 3), которым принадлежит данная вершина
    short regnum[4]; // номера этих областей в массиве regs
} Vert;
```

Reg regs[6*Q*Q]; // массив ячеек разбиения (квантования) единичной сферы

Vert verts[6*Q*Q+2]; // массив вершин разбиения

int StarIndex[8507]; // массив указателей (индексов) в звёздном каталоге

Массив указателей StarIndex получается в результате сортировки пар (номер звезды, номер ячейки, содержащей эту звезду) по номеру ячейки таким образом, чтобы ссылки на звёзды любой ячейки находились подряд. Какая именно область содержит звезду, определяется той же быстрой процедурой векторного квантования, которая используется для квантования направляющих векторов ориентации приёмника. Таким образом, индексы в каталоге всех звёзд, принадлежащих данной ячейке J, находятся подряд, начиная с ин-

декса `regs[J].start` в массиве `StarIndex`. Объём памяти, необходимый для хранения всех дополнительных массивов, составляет $12N + 34(N + 2) + 2M$ байт, где M — число звёзд в глобальном каталоге.

При моделировании алгоритма использовалось логарифмическое квантование граней куба с экспоненциально растущим шагом от центра к краям. Шкала квантования получалась максимизацией (по параметру нелинейности шкалы квантования) минимума угловых расстояний между парами вершин всех ячеек сетки (т.е. для заданного Q перебором по показателям экспоненты шкалы квантования для всех ячеек сетки). Тем самым строилась сеть, покрывающая активной областью (определённой по ориентации оптической оси) всю проекцию приёмника с максимально возможным угловым полем зрения, независимо от его ориентации.

В таблице приведены различные варианты квантования реального звёздного каталога, полного до 6,5-й звёздной величины, по результатам моделирования. Глобальный каталог до 6,5-й звёздной величины содержит 8507 звёзд (объём примерно 270 кбайт, список расстояний пар звёзд, необходимый для отождествления с каталогом в начальном режиме LIS, в десятки раз больше).

Результаты моделирования

Число уровней квантования Q	Число ячеек квантования	Минимальное количество звёзд в активных областях	Максимальное количество звёзд в активных областях	Максимальный угол зрения датчика [град]
4	96	138	674	17,6
6	216	56	354	11,56
8	384	32	243	8,56
10	600	18	156	6,8
12	864	13	138	5,6
14	1176	9	109	4,8
16	1536	4	85	4,2

Максимальный угол зрения оценивался при моделировании как максимальный угловой диаметр поля зрения приёмника, гарантированно покрываемый областью активного каталога при любой ориентации датчика. Использование варианта иерархического каталога с меньшим расчётным углом зрения, чем реальный угловой диаметр приёмника, приводил бы к возможности несвоевременного обнаружения новых, входящих в поле зрения звёзд.

Рассматриваемый ЗД имеет поле зрения по диагонали 15° , следовательно, для него может быть построена иерархическая надстройка с $Q = 4$. Такой надстройке соответствует квантование сферы на 96 ячеек, при этом для хранения дополнительных трёх массивов требуется всего около 22 кбайт памяти, что совсем не велико относительно размеров глобального каталога. Легко проверить, что при любых разумных значениях Q объём памяти, занимаемой иерархической надстройкой, не превышает размеров глобального каталога.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Построенные структуры и алгоритм позволяют находить активный локальный каталог очень эффективно, без полного перебора. При этом количество звёзд, требующих проверки нахождение в поле зрения в режиме слежения, в соответствии с динамикой движения, снижается более чем в 10 раз. Определяя координаты изображений тех звёзд, которые будут находиться в поле зрения, можно сформировать циклограмму чтения фотоприёмника таким образом, чтобы с некоторым допуском считывать только области, содержащие звёзды согласно прогнозу, что позволит в разы снизить время чтения фотоприёмника.

ЛИТЕРАТУРА

- [Бирюков и др., 2013] *Бирюков А. В., Захаров А. И., Никифоров М. Г., Николаев Ф. Н., Прохоров М. Е., Тучин М. С.* Навигационный звёздный каталог минимального объёма, привязанный к квазиравномерной сетке на небесной сфере // 3-я Всероссий. научно-техническая конф. «Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов». 10–13 сент. 2012, Россия, Таруса: сб. тр. / Под ред. Г. А. Аванесова. Сер. «Механика, управление и информатика». М.: ИКИ РАН, 2013. С. 230–242.
- [Kolomenkin et al., 2008] *Kolomenkin M., Pollak S., Shimshoni I., Lindenbaum M.* Geometric Voting Algorithm for Star Trackers // IEEE Trans. Aerospace and electronic systems. 2008. V. 44. N. 2.

THE HIERARCHICAL STAR CATALOGUE INTENDED FOR TRACKING MODE OF THE STAR SENSOR

A. V. Verhovtseva, A. S. Zabyakin, D. I. Mozgunov, S. A. Sokolov, A. I. Tsiliurik

Branch of State Research and Production Space-Rocket Center "TsSKB-Progress"
Research and Production Enterprise "Optical and Electronic Complexes and Systems"
("RPE "OPTICS")

The catalog full up to some star value is usually too volume for the mode of tracking of the star sensor. Search-less algorithm and data structures are proposed, allowing filter stars effectively in real time according to known orientation of the sensor.

Keywords: stars, orientation, star sensor (SS), vector quantization, star catalog.

Verhovtseva Alevtina Viktorovna — deputy head of department, PhD, e-mail: alevteena@gmail.com

Zabyakin Alexander Sergeevich — head of division, deputy chief designer, e-mail: optecs@mail.ru

Mozgunov Dmitriy Ivanovich - engineer- programmer, e-mail: optecs@mail.ru

Sokolov Sergey Alexandrovich — head of department, e-mail: optecs@mail.ru

Tsiliurik Alexander Ivanovich — leading researcher, PhD, e-mail: tsiliur@gmail.com

ОПТИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ МАЛОГАБАРИТНЫХ СКАНЕРОВ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ «МЕТЕОР-М»

Д. С. Завгородний¹, М. Н. Сокольский¹, В. П. Трегуб¹, И. В. Полянский²

¹ Трижды ордена Ленина Ленинградское оптико-механическое объединение имени В. И. Ленина (ОАО «ЛОМО»)

² Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН)

Рассматриваются оптические системы ОС-100Т, ОС-125Т и ОС-180, разрабатываемые и изготавливаемые ОАО «ЛОМО» по заказу ИКИ РАН, для применения в составе многозональных съёмочных устройств (МСУ) среднего разрешения, входящих в состав научной аппаратуры космических аппаратов (КА) «Метеор-М» и «Метеор-МП».

Каждая оптическая система состоит из объектива с фокусным расстоянием f' , спектроделительного блока, обеспечивающего разделение полихроматического светового пучка на три спектральных канала с помощью дихроического зеркала, и полосовых светофильтров, установленных на выходных окнах спектроделителя, куда присоединяются оптико-электронные приёмники — ПЗС-линейки или матрицы (прибор с зарядовой связью; *англ.* CCD, charge-coupled device).

Ключевые слова: комплексы многозональной съёмки, сканеры, дистанционная съёмка земной поверхности, спектроделительный блок, телецентрический ход лучей, критерий Найквиста.

Приборы серии МСУ (многозональные съёмочные устройства) входят в состав аппаратуры различных комплексов многозональной съёмки, предназначенных для установки на космические аппараты «Метеор-М». Принцип действия МСУ основан на одновременной построчной регистрации оптического изображения с помощью различных ПЗС-фотоприёмников.

В таблице представлены основные тактико-технические характеристики (ТТХ) оптических систем (ОС), разработанных ОАО «ЛОМО» для модификаций МСУ.

ТТХ для ОС для модификаций МСУ

Параметры	ОС-100Т для МСУ-100Т	ОС-125Т для МСУ-100ТМ	ОС-180/4 задел
Высота орбиты [км]	650	820	820
Проекция элемента на поверхность [м]	60	60	27
Полоса захвата [км]	800	470	(111×166) кадр
Масса изделия [кг]	2×4	2×4,8	—

Завгородний Дмитрий Сергеевич — инженер-конструктор 1 категории, dima_ifmo@mail.ru
Сокольский Михаил Наумович — начальник специального конструкторского бюро, доктор технических наук

Трегуб Владимир Петрович — начальник конструкторского отделения, кандидат технических наук

Полянский Иван Валерьевич — главный конструктор проекта, ivpolyan@cosmos.ru

Применяются такого рода сканеры в широком спектре задач, связанных с дистанционной съёмкой земной поверхности в видимом и ближнем инфракрасном (ИК) диапазоне. Целевая информация, получаемая с приборов МСУ, позволяет решать такие задачи как исследование состояния и прогноза продуктивности сельскохозяйственных культур, изучение состояния и динамики лесного покрова, определение состояния и динамики ледяного и снежного покрова, мониторинг состояния водных объектов, эколого-геологический мониторинг, а также обеспечивает наблюдение чрезвычайных ситуаций и их экологических последствий.

В настоящий момент на орбите в составе двух летающих аппаратов «Метеор-М» эксплуатируется прибор МСУ-100. Изображение, получаемое объективом этого прибора, фиксируется на трёх линейных ПЗС-приёмниках (приборы с зарядовой связью).

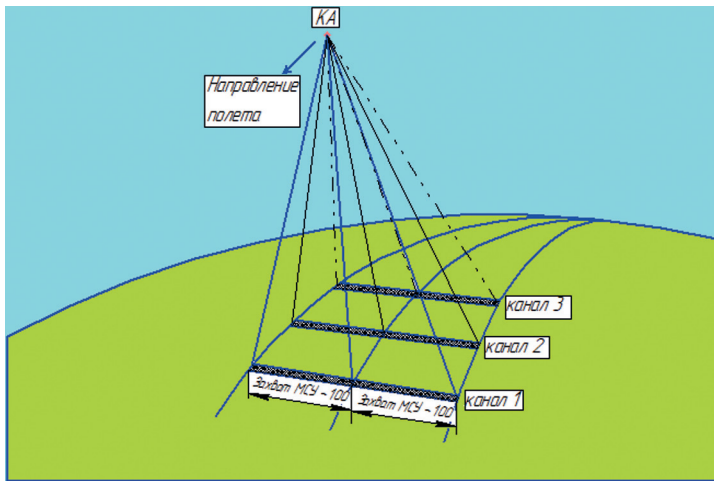


Рис. 1. Схема регистрации изображения прибором МСУ-100

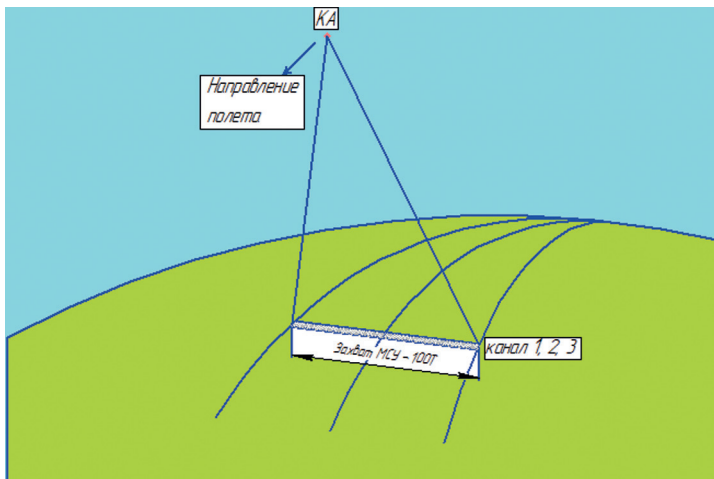


Рис. 2. Схема регистрации изображения прибора МСУ-100Т

Вопрос сложностей, возникающих при восстановлении полученного изображения, как стереоскопического, так и многозонального, рассмотрен в работе [Аванесов и др., 2013]. Схема съёмки земной поверхности с помощью МСУ-100 приведена на рис. 1. Основной недостаток такой фиксации наблюдаемого объекта заключается в том, что совместить изображения, получаемые тремя линейными ПЗС-приёмниками, можно лишь при условии достаточно точного знания параметров орбитального и углового движения КА на интервале съёмки.

Для устранения данного недостатка была разработана принципиально новая схема построения прибора — МСУ-100Т, позволяющая одновременно фиксировать изображение одной и той же области земной поверхности на трёх линейных ПЗС-приёмниках. В таком случае необходимость математической постобработки изображений с целью их взаимных наложений отпала. Вне зависимости от равномерности движения космического аппарата, изображения будут совмещены с точностью до величины остаточного хроматизма объектива, т. е. не более 3 мкм. Схема фиксации изображения приёмниками изделия МСУ-100Т приведена на рис. 2.

На ОАО «ЛОМО» была разработана линейка изделий, отличающаяся фокусными расстояниями и рядом других оптических параметров, про которые будет более подробно рассмотрены ниже.

ОПТИЧЕСКАЯ СИСТЕМА ОС-100Т

Эта система была разработана для изделия МСУ-100Т. Основные оптические параметры: фокусное расстояние $f' = 108$ мм; угловое поле $2\omega = 33,5^\circ$; относительное отверстие $D : f' = 1 : 4,5$; шесть спектральных каналов в интервале 0,43...0,89 мкм. Оптическая схема ОС-100Т представлена на рис. 3.

К разработке системы ОС-100Т были предъявлены жёсткие требования. Необходимо было обеспечить телецентрический ход главного луча в пространстве изображений. Это обусловлено тем, что эффективность матрицы сильно зависит от углов падения. В случае телецентрического хода луча при относительном отверстии $D : f' = 1 : 4,5$ углы падения получаются равными $\pm 6,3^\circ$.

Помимо этого требовалось исключить хроматизм увеличения во всех каналах, остаточная величина не должна была превышать половину пиксела, имеющего размер 6×6 мкм. Объектив изготовлен в двух исполнениях: синий и красный. Различаются они лишь спектроразделительными блоками. Каждый объектив делит свет на три канала, в результате спектральных каналов получается шесть. С учётом ширины каждой спектральной полосы количество марок используемых стёкол было существенно ограничено.

Что касается критерия качества, то необходимо было обеспечить значение функции передачи модуляции по всему полю изображения на 35 лин/мм — 0,7, а на 70 лин/мм — 0,35. Эти величины обусловлены критерием Найквиста. К особенностям следует отнести то, что объектив должен работать в космическом пространстве, как следствие — выдерживать радиационное облучение и работать в широком температурном диапазоне. В результате разработки получился 10-линзовый объектив с тремя склейками. Первый радиус первой линзы — выпуклый, что упрощает конструкцию солнцезащитной бленды.

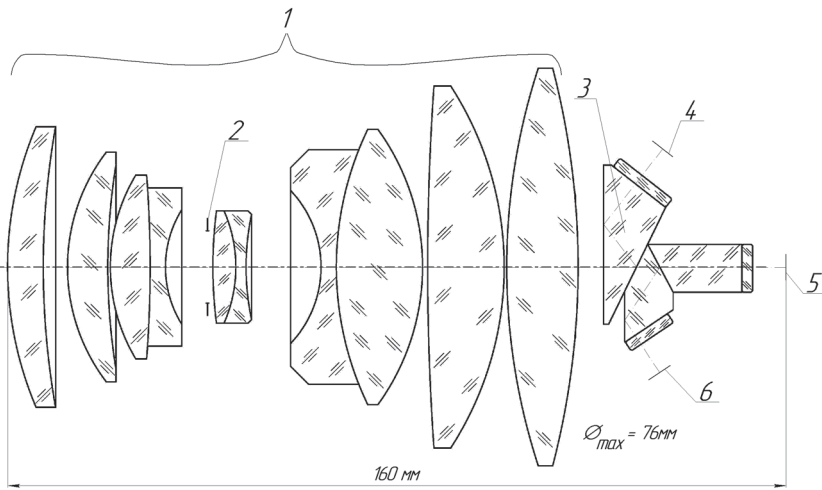


Рис. 3. Оптическая схема ОС-100Т: 1 — объектив; 2 — апертурная диафрагма; 3 — спектроделительный блок; 4, 5, 6 — три линейных ПЗС-приёмника

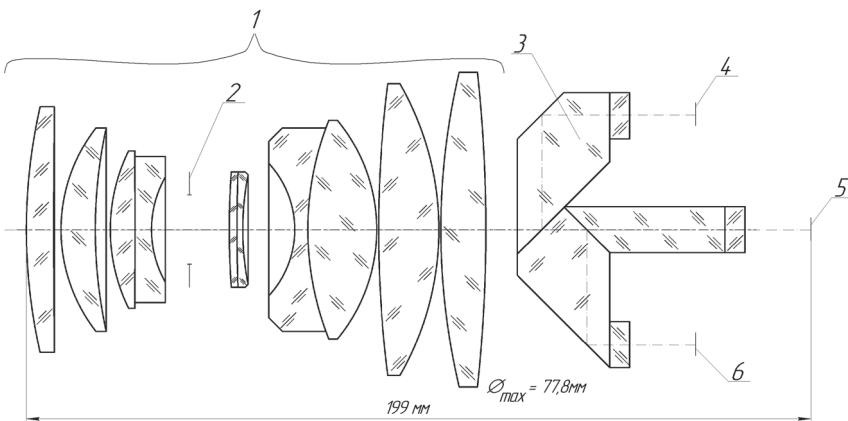


Рис. 4. Оптическая схема ОС-125Т: 1 — объектив; 2 — апертурная диафрагма; 3 — спектроделительный блок; 4, 5, 6 — три линейных ПЗС-приёмника

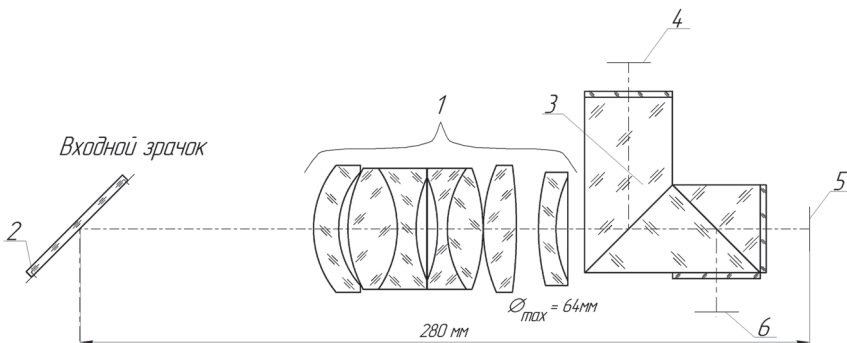


Рис. 5. Оптическая схема ОС-180/4: 1 — объектив; 2 — апертурная диафрагма; 3 — спектроделительный блок; 4, 5, 6 — три линейных ПЗС-приёмника

ОПТИЧЕСКАЯ СИСТЕМА ОС-125Т

Оптическая система ОС-125Т (рис. 4) была разработана для изделия МСУ-100ТМ. Основные оптические параметры: фокусное расстояние $f' = 125$ мм; угловое поле $2\omega = 32^\circ$; относительное отверстие $D:f' = 1:4,5$; три спектральных канала в интервале 0,52...0,9 мкм. В целом идеология построения данной схемы аналогична схеме объектива ОС-100Т. Главным отличием оптической системы ОС-125Т является призмный блок. Во-первых, плоскости углов делителей стали располагаться под углом 45° по отношению друг к другу. Это упростило изготовление одиночных призм и позволило ужесточить на них допуски. Во-вторых, при такой схеме удалось реализовать метод контроля и выравнивания оптических длин хода лучей в трёх каналах механическим путём, а именно: часть оптического пути, которая задаёт расстояние между осями трёх каналов, обусловлена допусками на изготовление призм-ромбов, а горизонтальное расстояние обеспечивается пересчётом толщины фильтров с учётом реальных длин каналов в призмном блоке.

Требования, предъявленные к объективу, входящему в состав МСУ-100ТМ, были аналогичны требованиям к ОС-100Т. Спектральные каналы изменились (три вместо шести), и, как следствие, они стали более широкими. Так как плоскость наилучшей установки приёмника выбиралась в каждом канале, то при уменьшении числа каналов становится сложнее обеспечивать качество синтезируемого изображения.

ОПТИЧЕСКАЯ СИСТЕМА ОС-180/4

Оптическая система ОС-180/4 (рис. 5) была разработана для изделия типа «МСУ-Горизонт». Основные оптические параметры: фокусное расстояние $f' = 180$ мм; угловое поле $2\omega = 13,7^\circ$; относительное отверстие $D:f' = 1:4$; три спектральных канала в интервале 0,45...0,9 мкм.

Главной особенностью конструкции объектива является вынесенный на 120 мм входной зрачок. Зеркало, совмещённое с входным зрачком объектива, при сканировании на $\pm 20,55^\circ$ позволяет сохранять габариты системы. При этом вынесенный на $2/3$ фокусного расстояния зрачок создаёт ряд трудностей при расчёте объектива.

Требования, предъявленные к объективу, в ОС-180/4, были ужесточены. Относительное отверстие стало больше, и, как следствие, частота Найквиста увеличилась с 70 до 84 лин/мм. В конструкции объектива, чтобы скомпенсировать aberrации, была применена линза с асферической поверхностью.

Наиболее сложным при создании приборов стало проектирование и изготовление призмного блока. Необходимо было решить целый ряд проблем. Требования по пропусканию объектива были заданы весьма жёстко: более 50 % для центральной длины волны в каждом канале. При этом наличие поляризации полностью исключалось, так как часть наблюдаемых объектов имеет свою достаточно ярко выраженную поляризацию. В результате, если в призмном блоке будет присутствовать своя поляризация, то при взаимном наложении энергия будет гаситься и поток фотонов, попадающий на приёмник, будет ничтожно мал. Таким образом, с учётом факторов пропускания и поляризации необходимо было разработать малопоглощающие покрытия, эффективно перенаправляющие пучки в заданных направлениях.

Требования по границам спектральных интервалов на уровне полуширины полосы пропускания также заданы весьма жёстко: 2,5 нм на границы всех каналов по уровню 0,5max интенсивности. При этом измерительная аппаратура имеет собственную погрешность 1 нм, что затрудняет контроль данного параметра. Добиться равномерности нанесения покрытия мешал тот факт, что призмы и фильтры, на которые наносились покрытия, имели узкую вытянутую геометрическую форму, т. е. можно сказать, что нанесение покрытий велось на пределе технологических возможностей.

Немаловажным фактором, усложняющим призмный блок, является необходимость получения равных по величине изображений во всех трёх каналах. Таким образом, оптический ход в призмном блоке во всех каналах должен быть выровнен.

С точки зрения контроля технологические сложности создавал ИК-канал. Проконтролировать точность склейки с помощью глаза в этом диапазоне спектра невозможно, как следствие, требуется создание прибора контроля на основе приёмников излучения для обеспечения точной склейки призм.

В изделиях ОС-100Т и ОС-125Т было сделано полное оборачивание изображения, обеспечиваемое призмным блоком. В изделии ОС-180/4 в качестве приёмника излучения используется КМОП-матрица (комплементарная структура металл-оксид-полупроводник; *англ.* CMOS, complementary metal-oxide-semiconductor), вместо ПЗС-линейки, применённой в ОС-100Т и ОС-125Т. В результате выполнение условия полного оборачивания в схеме ОС-180/4 привело к существенному увеличению призмного блока. В связи с этим было принято решение, что оборачивание будет достигнуто математически при считывании информации с матрицы.

Конструкция приборов серии МСУ показана на примере МСУ-100ТМ, представленном на рис. 6.

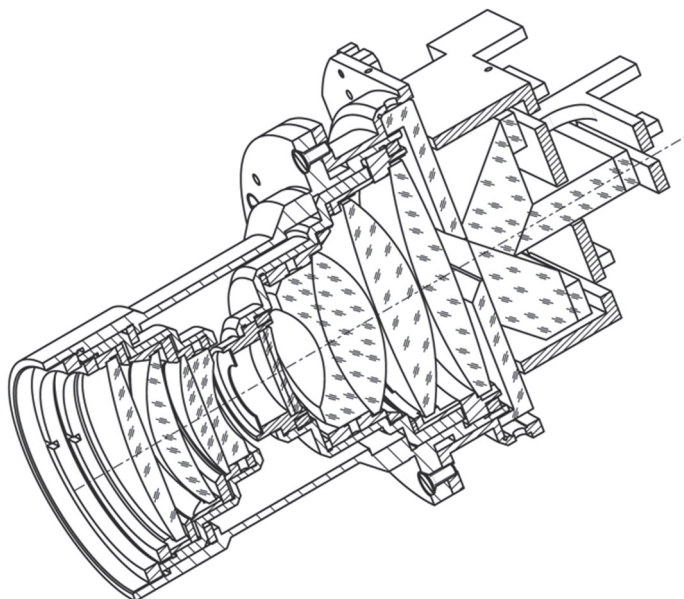


Рис. 6. Конструкция МСУ-100ТМ

В заключение можно отметить, что на ОАО «ЛОМО» была разработана и изготовлена линейка приборов серии МСУ, позволяющая вести наблюдение земных объектов с орбиты 650...800 км. При этом проекция элемента земной поверхности на приёмнике излучения в перспективной версии МСУ достигает 27 м. В ходе выполнения данной работы был успешно решён ряд конструкторских и технологических задач, описанных в данной статье.

ЛИТЕРАТУРА

[Аванесов и др., 2013] *Аванесов Г. А., Полянский И. В., Жуков Б. С., Никитин А. В., Фориш А. А.* Комплекс многозональной спутниковой съёмки на борту КА «Метеор-М» № 1: Три года на орбите // Исследование Земли из космоса. 2013. № 2. С. 74–83.

MULTISPECTRAL SATELLITE IMAGING SYSTEMS ON-BOARD METEOR-M SATELLITE

D. S. Zavgorodnii, M. N. Sokolskii, V. P. Tregub, I. V. Polyanskiy

¹ LOMO

² Space Research Institute of Russian Academy of Sciences (IKI RAN)

In this article describes systems OS-100T, OS-125T, OS-180, which were developed and manufactured by LOMO for Multispectral Satellite Imaging Systems medium resolution, included in scientific hardware of Meteor-M Satellite and Meteor-MP Satellite.

All of these optical systems consist of objectives with focal length — f' , prism-type dichroic beam-splitter, which separate polychromatic light beam into three spectral channels. An interference type narrow band pass filter is placed between dichroic beam-splitter and in front of each CCD device.

Keywords: Multispectral Satellite Imaging Systems, scanners, prism-type dichroic beam-splitter, telecentric image space, Nyquist criterion.

Zavgorodnii Dmitrii Sergeevich — optical designer, dima_ifmo@mail.ru

Sokolskii Mikhail Naumovich — head of optical design department, doctor of technical sciences

Tregub Vladimir Petrovich — head of engineers department, PhD

Polyanskiy Ivan Valerievich — chief designer of the project, ivpolyan@cosmos.ru

СОПОСТАВЛЕНИЕ КОЭФФИЦИЕНТОВ ЯРКОСТИ ПРИРОДНЫХ ОБЪЕКТОВ ПО ДАННЫМ КОМПЛЕКСА МНОГОЗОНАЛЬНОЙ СПУТНИКОВОЙ СЪЁМКИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ «МЕТЕОР-М» № 1 И 2 И СПЕКТРОРАДИОМЕТРА MODIS КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА TERRA

Т. В. Кондратьева, Б. С. Жуков, Г. А. Аванесов, И. В. Полянский

Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН)

Комплекс многозональной спутниковой съёмки (КМСС), работающий на борту космического аппарата (КА) «Метеор-М» № 1 с сентября 2009 г., включает две камеры МСУ-100 с разрешением около 60 м и тремя спектральными зонами в видимом и ближнем ИК-диапазонах, предназначенные для съёмки суши, и одну камеру МСУ-50 с разрешением около 120 м и тремя спектральными зонами в видимом диапазоне, предназначенную для мониторинга водных объектов. Аналогичный комплекс КМСС-М установлен на борту КА «Метеор-М» № 2, выведенного на орбиту 8 июля 2014 г. Камеры КМСС были радиометрически прокалиброваны на Земле. В полёте ежегодно проводится радиометрическая кросс-калибровка КМСС относительно спектро радиометра MODIS по однородным снежным полям Антарктиды.

В данной работе сопоставляются коэффициенты спектральной яркости (КСЯ) на верхней границе атмосферы для различных типов почвенно-растительных и водных объектов по данным КМСС и MODIS. С этой целью отбирались изображения участков земной поверхности, которые снимались КМСС и MODIS с интервалом времени не более 1...2 ч в стабильных атмосферных условиях. Пересчёт КСЯ между спектральными зонами КМСС и MODIS осуществлялся с использованием регрессионных соотношений, полученных по результатам модельных расчётов. В отличие от кросс-калибровки по Антарктиде, различие углов наблюдения и Солнца в моменты съёмок КМСС и MODIS для указанных типов объектов не учитывалось, что может привести к некоторому разбросу результатов измерений КСЯ.

Полученные зависимости показывают хорошее соответствие КСЯ природных объектов, регистрируемых камерами КМСС на КА «Метеор-М» № 1, с соответствующими данными спектро радиометра MODIS. Величина их среднеквадратического отклонения не превышает 0,022. Расхождение абсолютной чувствительности спектральных каналов камер КМСС и MODIS не превышает 4 % и находится в пределах точности абсолютной калибровки MODIS.

Предварительные результаты сопоставления КСЯ, измеренных камерами КМСС-М на КА «Метеор-М» №2, и рассчитанных в спектральных зонах МСУ по данным MODIS, также показывают их хорошее совпадение.

Ключевые слова: КМСС, «Метеор-М» № 1, «Метеор-М» № 2, MODIS, КСЯ, коэффициент спектральной яркости, полётная радиометрическая калибровка, ДЗЗ.

Кондратьева Татьяна Викторовна — старший научный сотрудник, кандидат физико-математических наук, tkondratieva@iki.rssi.ru

Жуков Борис Сергеевич — старший научный сотрудник, кандидат физико-математических наук, bzjukov@iki.rssi.ru

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

Полянский Иван Валерьевич — главный конструктор проекта, ivpolyan@cosmos.ru

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время широкое применение получили многоспектральные оптоэлектронные съёмочные системы, позволяющие оперативно получать изображения земной поверхности в видимом и ближнем ИК-диапазонах. При этом эффективность интерпретации получаемых данных дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) во многом определяется параметрами съёмочной системы, которая должна обеспечивать достоверное измерение спектральных отражательных характеристик природных объектов.

Для камер комплекса многозональной спутниковой съёмки (КМСС) радиометрическое качество данных обеспечивается предполётной калибровкой [Ваваев и др., 2009] на Земле, а также ежегодно проводимой полётной радиометрической кросс-калибровкой относительно спектрорадиометра MODIS КА Terra по тестовым однородным снежным полям Антарктиды [Жуков и др., 2014]. Необходимость полётной кросс-калибровки определяется вариациями температуры и воздействием космических лучей и пыли на фотоприёмники, оптические и электронные компоненты камер, которые могут привести к изменению радиометрических характеристик камер в полёте.

Приведённое в работе сопоставление спектральных отражательных характеристик для различных классов природных объектов, получаемых камерами КМСС, с данными MODIS позволяет оценить радиометрическое качество данных КМСС.

КОМПЛЕКС МНОГОЗОНАЛЬНОЙ СПУТНИКОВОЙ СЪЁМКИ

Комплекс многозональной спутниковой съёмки [Аванесов и др., 2013], предназначенный для решения метеорологических и природно-ресурсных задач, разработан и изготовлен в ИКИ РАН. КМСС работает на борту космического аппарата «Метеор-М» № 1 на протяжении пяти лет. В июле 2014 г. был запущен КА «Метеор-М» № 2, в состав бортовой аппаратуры которого также входит аналогичный комплекс КМСС-М.

Космический аппарат «Метеор-М» № 1 является полярно-орбитальным метеоспутником и движется по круговой солнечно-синхронной орбите с высотой 830 км. Изображения поверхности Земли регистрируются в видимом и ближнем ИК-диапазонах тремя камерами МСУ (многозональными сканирующими устройствами). Принцип действия МСУ основан на одновременной построчной регистрации с помощью линейных ПЗС-фотоприёмников (прибор с зарядовой связью; *англ.* charge-coupled device, CCD) оптического изображения, перемещающегося по фокальной плоскости при движении КА по орбите.

Географическая координатная привязка видеоданных КМСС обеспечивается данными с навигационных приборов комплекса координатно-временного обеспечения (ККВО) — прибора астроориентации БОКЗ-М (блок определения координат звёзд) и системы спутниковой навигации АСН-М-М, которые входят в состав бортовой аппаратуры КА «Метеор-М» № 1.

Наземный сегмент включает три региональных центра — Европейский, Сибирский и Дальневосточный — и 68 территориальных центров, зоны видимости которых обеспечивают полное покрытие территории России.

Ведущие организации — «НИЦ «Планета» (Научно-исследовательский центр «Планета») и НЦОМЗ (Научный центр оперативного мониторинга Земли) — осуществляют оперативное управление, планирование космической съёмки, приём, обработку, каталогизацию и распространение космической информации.

Снимки, полученные аппаратурой КМСС, дают возможность определять радиометрические характеристики облачности и объектов на земной поверхности, наблюдаемых через слой атмосферы.

СРАВНИТЕЛЬНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ КАМЕР КМСС И MODIS

В состав комплекса КМСС входят две камеры МСУ-100 с фокусным расстоянием 100 мм и одна камера МСУ-50 с фокусным расстоянием 50 мм. Все камеры имеют по три ПЗС-линейки, закрытых индивидуальными светофильтрами. ПЗС-линейки расположены параллельно друг другу в фокальной плоскости объектива перпендикулярно направлению полёта КА.

Камеры КМСС установлены на приборную платформу КА таким образом, что оптическая ось МСУ-50 направлена в надир, оптические оси камер МСУ-100 отклонены от направления в надир в плоскости, перпендикулярной плоскости орбиты движения КА, на угол $\pm 14^\circ$. Таким образом обеспечивается суммарная полоса обзора камер МСУ-100 в 960 км, примерно равная полосе обзора камеры МСУ-50 (940 км). Направления обзора каналов 1-го и 3-го каждой из камер МСУ-100 отклонены в плоскости орбиты на угол $16,95^\circ$ вперёд (1-й канал) и назад (3-й канал) по ходу движения КА, спектральных каналов камеры МСУ-50 — на угол $8,67^\circ$ вперёд (1-й канал) и назад (3-й канал).

Характеристики камер КМСС приведены в табл. 1.

Таблица 1. Характеристики камер КМСС

Параметры	Камера	
	МСУ-100	МСУ-50
Фотоприёмники	3 линейных ПЗС	
Число элементов в строке	3×7926	
Число камер	2	1
Фокусное расстояние объектива [мм]	100	50
Угол поля зрения [град]	31	58
Захват [км] ($H = 830$ км)	960 (двумя камерами)	940
Размер проекции элемента разрешения на земную поверхность [м] ($H = 830$ км)	60	120
Спектральные каналы [нм]	1-й: 700...900	1-й: 450...510
	2-й: 630...680	2-й: 370...450
	3-й: 535...575	3-й: 580...690
Частота строк [Гц]	156,25	
Информационный поток одной камеры [Мбит/с]	~30	
Разрядность АЦП / изображения [бит]	16/8	
Динамический диапазон ПЗС	5000	
Масса [кг]	2,9	2,3
Максимальное энергопотребление [Вт]	6,8	6,8

Как указывалось выше, спектральные зоны МСУ-100 оптимизированы для исследования поверхности суши, а МСУ-50 — для исследования акваторий.

Калибровка камер КМСС КА «Метеор-М» № 1 проводилась на Земле и была уточнена по Антарктиде путём сопоставления с данными MODIS. Точность полётной калибровки камер КМСС составила 6...7 % [Жуков и др., 2014].

Камеры КМСС-М для КА «Метеор-М» № 2 калибровались во ВНИИОФИ (Всероссийский научно-исследовательский институт оптико-физических измерений). Точность наземной калибровки составила 2 %. В феврале 2015 г. их калибровка также будет проверена по Антарктиде.

Камеры МСУ-100 на КА «Метеор-М» № 1 условно именуется МСУ-101 и МСУ-102. Камеры МСУ-100 и МСУ-50 на КА «Метеор-М» № 2 — МСУ-201, МСУ-202 и МСУ-250.

Спектрорадиометр MODIS является оптико-механическим сканером [Шовенгердт, 2010], имеет 36 каналов с пространственным разрешением от 250 до 1000 м. Ширина полосы съёмки MODIS составляет 2330 км.

Основные характеристики спектрорадиометра MODIS на КА Terra приведены в табл. 2.

Таблица 2. Характеристики спектрорадиометра MODIS на КА Terra

Параметр	Значение
Угол сканирования	$\pm 55^\circ$
Полоса обзора ($H = 705$ км)	2330 км
Спектральные зоны (36) (видимый, ближний, средний, тепловой ИК)	16 зон в диапазоне 0,4...1 мкм, в том числе зоны: 1-я: 620...670 нм, хлорофилл растений; 2-я: 841...876 нм, облачность и растительность; 4-я: 545...565 нм, зелёная растительность; 9-я: 438...448 нм, наблюдение за хлорофиллом; 10-я: 483...493 нм, наблюдение за хлорофиллом; 17-я: 890...920 нм, параметры облачности и атмосферы; 19-я: 915...965 нм, параметры облачности и атмосферы; 4 зоны в диапазоне 1,2...2,4 мкм; 6 зон в диапазоне 3...5 мкм; 10 зон в диапазоне 6...15 мкм
Разрешение в надире ($H = 705$ км)	250 м (зоны 1–2), 500 м (зоны 3–7), 1 км (зоны 8–36)
Разрядность изображения, бит (радиометрическое разрешение)	12

Точность абсолютной калибровки MODIS составляет около 5% и поддерживается в полёте с помощью его внутренней калибровки, калибровки по Луне и наземным тестовым участкам [Wu и др., 2013].

РАСЧЁТ КОЭФФИЦИЕНТА СПЕКТРАЛЬНОЙ ЯРКОСТИ ДЛЯ КОМПЛЕКСА МНОГОЗОНАЛЬНОЙ СПУТНИКОВОЙ СЪЁМКИ И СПЕКТРОРАДИОМЕТРА MODIS

В качестве физической величины для сравнения отражательных характеристик природных объектов, регистрируемых КМСС и MODIS, использовался коэффициент спектральной яркости природных объектов, измеряемый на верхней границе атмосферы. КСЯ определяется как отношение яркости объекта в данном направлении к яркости идеального ламбертовского отражателя (ортотропной поверхности, идеально рассеивающей и полностью отражающей радиацию) в том же направлении наблюдения при одинаковых условиях освещения в определённом интервале длин волн.

Коэффициент спектральной яркости природных объектов, измеряемый в спектральных зонах приборов КМСС и MODIS на верхней границе атмосферы, определяется в соответствии со способом его измерения соотношением:

$$\rho_i = \frac{L_i}{L_{S,i}} = \frac{\pi L_i}{F_{S,i} \cos \theta_s}, \quad (1)$$

где $L_i = \int s_i(\lambda) L(\lambda) d\lambda / \int s_i(\lambda) d\lambda$ — зональная яркость системы поверхность-атмосфера, являющаяся средневзвешенным значением спектральной плотности энергетической яркости $L(\lambda)$, где в качестве весовой функции используется функция спектральной чувствительности (ФСЧ) $s_i(\lambda)$ спектральной зоны i съёмочной системы; $L_{S,i} = (F_{S,i} \cos \theta_s) / \pi$ — яркость идеального ламбертовского отражателя на верхней границе атмосферы в зоне i , $F_{S,i} = \int s_i(\lambda) F_S(\lambda) d\lambda / \int s_i(\lambda) d\lambda$ — зональный поток солнечного излучения на верхней границе атмосферы; $F_S(\lambda)$ — спектральный поток солнечного излучения; λ — длина волны; θ_s — зенитный угол Солнца.

Использование КСЯ ρ_i вместо яркости L_i позволяет частично компенсировать влияние вариаций высоты Солнца, что имеет существенное значение, поскольку съёмка одних и тех же участков земной поверхности производится приборами КМСС и MODIS в различные моменты времени.

Для корректного сопоставления КСЯ природных объектов, измеряемых КМСС и MODIS, необходимо обеспечить:

- пространственное совмещение данных КМСС и MODIS;
- подбор ближайших по времени изображений КМСС и MODIS (в интервале времени не более 2 ч);
- наличие безоблачных и стабильных атмосферных условий в интервале времени между съёмками КМСС и MODIS;
- учёт различия спектральных зон КМСС и MODIS;
- учёт различия высоты Солнца и углов наблюдения в моменты съёмок КМСС и MODIS.

Сопоставление данных, полученных камерами КМСС, с данными спектрорадиометра MODIS КА Terra проводилось с учётом различия спектральных характеристик каналов рассматриваемых приборов.

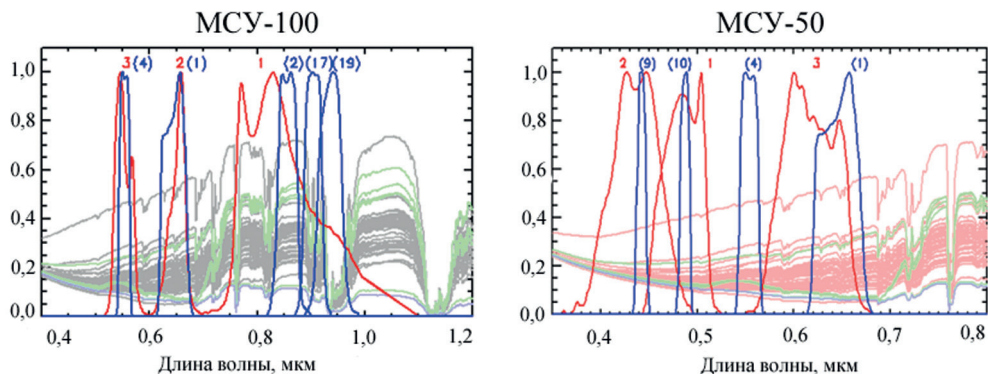


Рис. 1. Функции спектральной чувствительности каналов МСУ-100 и МСУ-50, показанные красным цветом, и соответствующих им каналов MODIS (показаны синим цветом) на фоне модельных спектров отражения природных объектов

На рис. 1 представлены функции спектральной чувствительности каналов камер МСУ-100 и МСУ-50 и каналов спектрорадиометра MODIS на фоне модельных спектров отражения природных объектов.

Для камеры МСУ-100 «зелёный» канал 3 (535...575 нм) перекрывается с каналом 4 MODIS (545...565 нм), «красный» канал 2 (630...680 нм) МСУ-100 близок к каналу 1 (620...670 нм) MODIS. Канал 1 (700...900 нм) в ближнем ИК-диапазоне МСУ-100 перекрывает каналы 2 (841...876 нм), 17 (890...920 нм) и 19 (915...965 нм) MODIS.

Спектральные каналы камеры МСУ-50 «синий» — 1-й (450...510 нм) и УФ (ультрафиолетовый) — 2-й (370...450 нм) перекрываются с каналами 10-м (483...493 нм) и 9-м (438...448 нм) прибора MODIS, соответственно, но имеют большую ширину. «Оранжевый» канал 3 (580...690 нм) МСУ-50 в большей мере перекрывается с каналом 1 (620...670 нм) MODIS, а также частично — с каналом 4 (545...565 нм).

В работе [Жуков и др., 2014] на основе моделирования спектров отражения типичных природных объектов были получены регрессионные соотношения для пересчёта значений КСЯ природных объектов, измеряемого на верхней границе атмосферы, между спектральными зонами камер КМСС и MODIS (табл. 3).

Таблица 3. Регрессионные соотношения для пересчёта значений КСЯ между спектральными зонами камер КМСС и MODIS (mod_i — КСЯ в зоне i MODIS)

Канал	Регрессионное отношение
Камеры МСУ-100:	
Канал 1 (0,70...0,90 мкм)	$0,658 mod_2 + 0,161 mod_17 + 0,160 mod_19$
Канал 2 (0,63...0,68 мкм)	$1,006 mod_1$
Канал 3 (0,535...0,575 мкм)	$0,990 mod_4$
Камера МСУ-50:	
Канал 1 (0,45...0,51 мкм)	$1,008 mod_10$
Канал 2 (0,37...0,45 мкм)	$0,998 mod_9$
Канал 3 (0,58...0,69 мкм)	$0,734 mod_1 + 0,233 mod_4$

Для анализа были отобраны данные КМСС и данные MODIS, содержащие изображения одних и тех же участков земной поверхности и имеющие различие во времени съёмки не более двух часов при стабильных атмосферных условиях. Данные КМСС были взяты из электронного архива ИКИ РАН, составленного на основе данных, предоставленных НЦОМЗ, который осуществляет приём и обработку видеоданных КМСС.

Для MODIS использовались откалиброванные данные первого уровня обработки с пространственным разрешением 1 км (MOD021KM — Level1B Calibrated Radiances — 1 km) из системы архивирования и распространения данных НАСА, находящиеся в свободном доступе на сайте <http://laadsweb.nascom.nasa.gov/data>.

МЕТОДИКА ОБРАБОТКИ ДАННЫХ КМСС И MODIS

Данные КМСС и MODIS предварительно были обработаны с целью осуществления их пространственного совмещения. Алгоритм обработки схематически представлен на рис. 2.

Данные камер МСУ обрабатывались стандартными средствами пакета обработки данных КМСС, разработанного в ИКИ РАН и использующегося для предварительной обработки видеоданных КМСС, поступающих с КА «Метеор-М» № 1 [Жуков и др., 2008]. Программный комплекс (см. рис. 2) включает алгоритмы радиометрической коррекции и создания зональных изображений, временной и географической координатной привязки изображений с использованием информации о положении и ориентации КА, геометрическое совмещение зональных изображений на заданной географической сетке.

В результате обработки для рассматриваемого витка весь маршрут съёмки разбивается на гранулы, каждая из которых является абсолютно радиометрически калиброванным трёхзональным изображением, трансформированным в проекцию UTM на географическую сетку и поканально совмещённым (bsq-файлы). Для сопоставления с данными MODIS изображения КМСС загружались до разрешения 1 км. Для временной и географической координатной привязки изображений использовалась навигационная информация о положении и ориентации КА.

Для каждой гранулы были также сформированы файлы, содержащие информацию о зенитных и азимутальных углах Солнца и наблюдения.

Продукты MODIS доступны в виде файлов иерархического формата данных HDF (hierarchical data format), используемого для обмена научными данными. В файлах MOD021KM содержатся двумерные массивы данных КСЯ (Reflectance), географические координаты, а также значения зенитных и азимутальных углов Солнца и наблюдения.

Данные MODIS (см. рис. 2) преобразовывались в файл совмещённого изображения на географической сетке (в проекции UTM) и файл, содержащий информацию о зенитных и азимутальных углах Солнца и наблюдения, аналогичные файлам для КМСС.

В заключение создавался совмещённый многоканальный файл из геопривязанных изображений КМСС и MODIS на одну территорию.

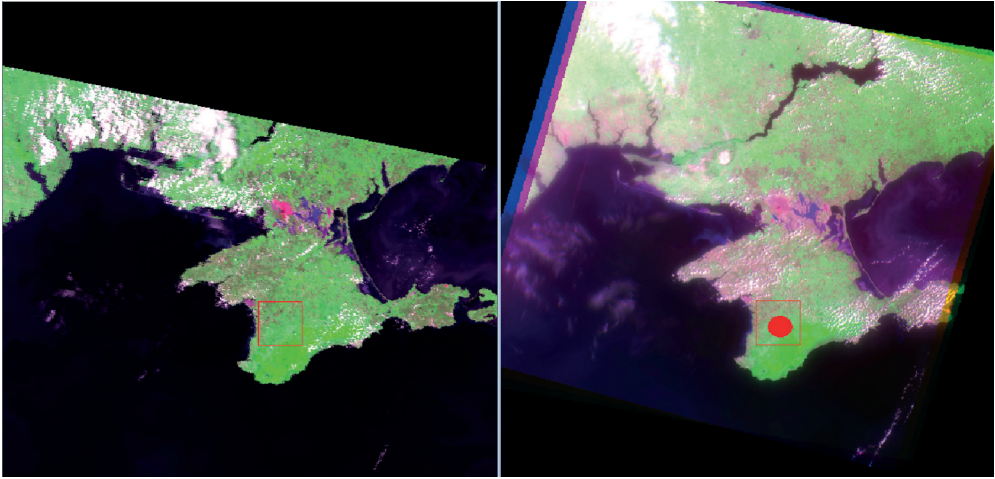


Рис. 3. Выбор полигона на изображениях MODIS (слева) и KMCC (справа)

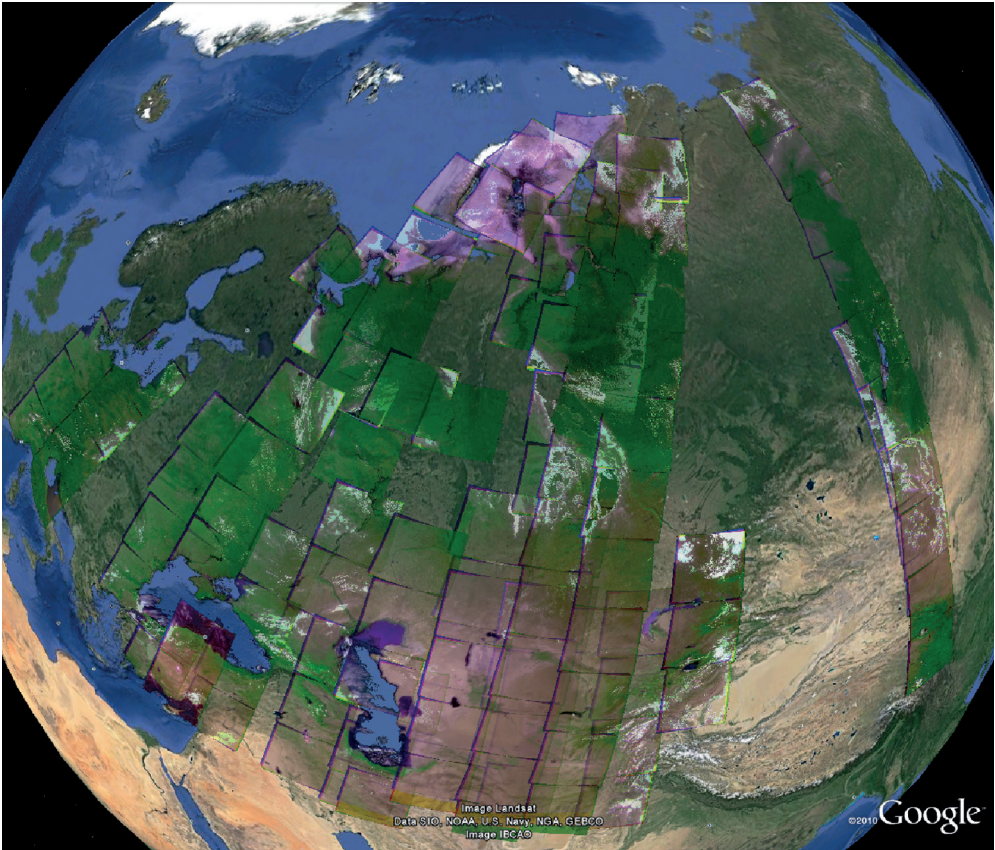


Рис. 4. Мозаика изображений KMCC, наложенная на основу Google Earth

На совмещённых изображениях КМСС и MODIS (рис. 3) в области перекрытия сцен съёмки выбирались безоблачные фрагменты, площадью в среднем 500 пикс, с изображением однородного природного объекта и вычислялись средние значения КСЯ поканально для КМСС и MODIS, а также соответствующие им значения углов Солнца и наблюдения.

Полученные значения КСЯ для спектральных зон MODIS пересчитывались с помощью регрессионных соотношений, приведённых выше в табл. 3, значения КСЯ соответствующих каналов камер КМСС и сравнивались со значениями КСЯ, реально измеренными КМСС.

Были рассмотрены основные классы природных объектов: растительность, почва, вода, а также снег Антарктиды.

В общей сложности было проанализировано более 100 полигонов для каждой их камер МСУ-101 и МСУ-102.

На представленной на рис. 4 мозаике проанализированные гранулы изображений КМСС наложены на основу изображений Google «Планета Земля» (*англ.* Google Earth).

РЕЗУЛЬТАТЫ ОБРАБОТКИ ДАННЫХ КОМПЛЕКСА МНОГОЗОНАЛЬНОЙ СПУТНИКОВОЙ СЪЁМКИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «МЕТЕОР-М» № 1

В результате обработки данных КМСС и MODIS были построены графические зависимости, иллюстрирующие соответствие КСЯ природных объектов, полученных по данным измерений камерами КМСС, и по данным MODIS, пересчитанным для каждого спектрального канала КМСС. При этом анализировалось также соответствие условий наблюдения.

На рис. 5 представлены полученные результаты для прибора МСУ-101. В верхнем ряду показана связь зенитных углов наблюдения и Солнца для МСУ-101 и MODIS. Зенитные углы Солнца практически совпадают для МСУ-101 и MODIS, когда их значения превышают 40° . При значении зенитного угла Солнца менее 40° указанный угол для МСУ-100 остаётся практически неизменным, что объясняется условиями съёмки, проводимой в утренние часы в летнее время. Значения зенитных углов наблюдения для МСУ-101 и MODIS меняются случайно в диапазоне от 0 до 65° для MODIS и от 0 до 40° для МСУ-101.

В нижнем ряду представлены зависимости между измеренными и пересчитанными по данным MODIS значениями КСЯ в трёх спектральных каналах прибора МСУ-101. В идеальном случае график зависимости КСЯ, измеренного МСУ-101 и рассчитанного по данным MODIS, должен представлять собой биссектрису угла между осями абсцисс и ординат. Из графиков видно, что значения КСЯ для МСУ-101 и MODIS хорошо «ложатся» на прямую линию, хотя имеют некоторый разброс, в основном из-за различия углов освещения и наблюдения. Среднеквадратическое отклонение (СКО) измеренных и рассчитанных значений КСЯ для спектральных каналов МСУ-101 не превышает 0,021 (табл. 4).

Уравнение линейной регрессии между данными МСУ-101 и MODIS (см. рис. 5) имеет вид $\rho_{\text{МСУ}} = k_i \rho_{\text{MODIS}}$, где k_i — коэффициент, характеризующий наклон прямой. Значения коэффициента k_i указывают на расхождение абсолютной радиометрической калибровки спектральных каналов приборов МСУ и MODIS, которое для каналов МСУ-101 не превышает 3,3 % (см. табл. 4).

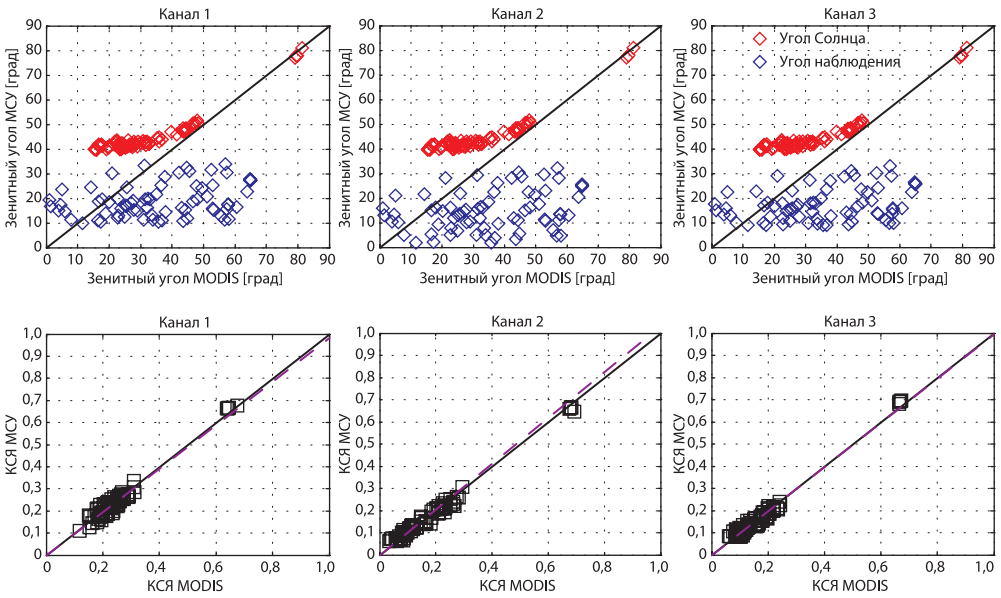


Рис. 5. Верхний ряд — связь зенитных углов Солнца (показано красным цветом) и зенитных углов наблюдения (показано синим цветом) в спектральных зонах MSU-101 и MODIS; нижний ряд — связь КСЯ природных объектов в спектральных зонах MSU-101 и MODIS (пунктирной линией показана линия регрессии)

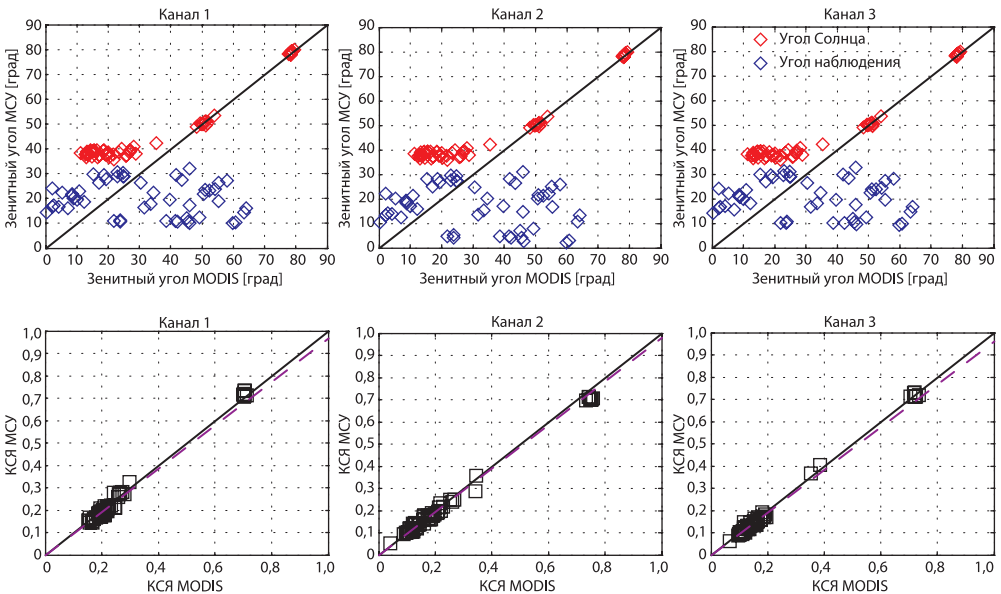


Рис. 6. Верхний ряд — связь зенитных углов Солнца (показано красным цветом) и зенитных углов наблюдения (показано синим цветом) в спектральных зонах MSU-102 и MODIS; нижний ряд — связь КСЯ природных объектов в спектральных зонах MSU-102 и MODIS (пунктирной линией показана линия регрессии)

Таблица 4. Связь КСЯ природных объектов в спектральных каналах МСУ-101 и MODIS

Параметры	Спектральные каналы камеры МСУ-101		
	канал 1	канал 2	канал 3
СКО КСЯ	0,021	0,019	0,018
Уравнение линейной регрессии данных КСЯ	$\rho_{МСУ} = 0,983 \rho_{MODIS}$	$\rho_{МСУ} = 1,033 \rho_{MODIS}$	$\rho_{МСУ} = 0,995 \rho_{MODIS}$
Расхождение абсолютной радиометрической калибровки МСУ и MODIS [%]	1,7	3,3	0,5

Таблица 5. Связь КСЯ природных объектов в спектральных каналах МСУ-102 и MODIS

Параметры	Спектральные каналы камеры МСУ-102		
	канал 1	канал 2	канал 3
СКО КСЯ	0,018	0,022	0,013
Уравнение линейной регрессии данных КСЯ	$\rho_{МСУ} = 0,966 \rho_{MODIS}$	$\rho_{МСУ} = 0,98 \rho_{MODIS}$	$\rho_{МСУ} = 0,96 \rho_{MODIS}$
Расхождение абсолютной радиометрической калибровки МСУ и MODIS [%]	3,4	2,0	4,0

Результаты сопоставления данных приборов МСУ-102 и MODIS представлены на рис. 6. Связь зенитных углов Солнца и наблюдения в моменты съёмки МСУ-102 и MODIS примерно такая же, как и для МСУ-101. СКО значений КСЯ, полученных по данным съёмки МСУ-102 и MODIS, не превышает 0,022 (табл. 5). Несовпадение абсолютной радиометрической калибровки спектральных каналов МСУ-102 и MODIS не превышает 4 %.

РЕЗУЛЬТАТЫ ОБРАБОТКИ ДАННЫХ КОМПЛЕКСА МНОГОЗОНАЛЬНОЙ СПУТНИКОВОЙ СЪЁМКИ (КМСС-М) НА КОСМИЧЕСКОМ АППАРАТЕ «МЕТЕОР-М» № 2

В данном разделе приводятся первые результаты сопоставления КСЯ природных объектов, измеренных КМСС-М на КА «Метеор-М» № 2 и MODIS во время лётных испытаний КМСС-М.

На рис. 7 представлены фрагменты изображения Греции, полученные камерой МСУ-201 при первом включении приборов КМСС-М на КА «Метеор-М» № 2 в июле 2014 г., и изображение MODIS.

Оценки КСЯ тестового участка (отмечен жёлтым прямоугольником), измеренных МСУ-201 и пересчитанных по данным MODIS, практически совпадают в соответствующих спектральных каналах (табл. 6).

На рис. 8 представлены фрагменты изображения территории Северной Африки, полученные камерой МСУ-202.

Значения КСЯ песков пустыни, измеренные МСУ-202 и пересчитанные по данным MODIS, отличаются на одну сотую (табл. 7).

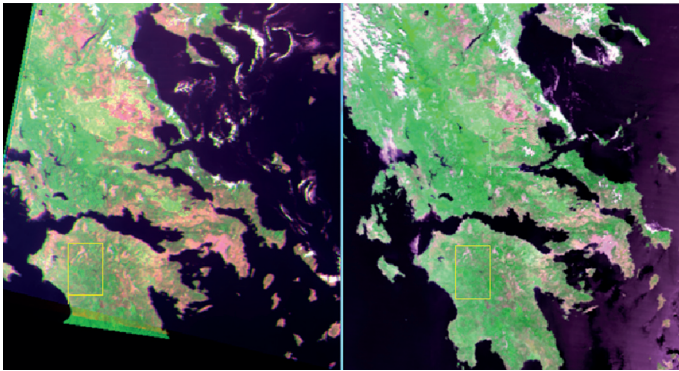


Рис. 7. Изображения Греции: слева — фрагмент изображения 201_000294_0_0_05, полученного МСУ-201 на КА «Метеор-М» № 2 29.07.2014, 07:44 UTC (всемирное координированное время; *англ.* coordinated universal time, UTC); справа — фрагмент изображения, полученного MODIS 29.07.2014, 08:35 UTC (жёлтый прямоугольник обозначает тестовый участок)

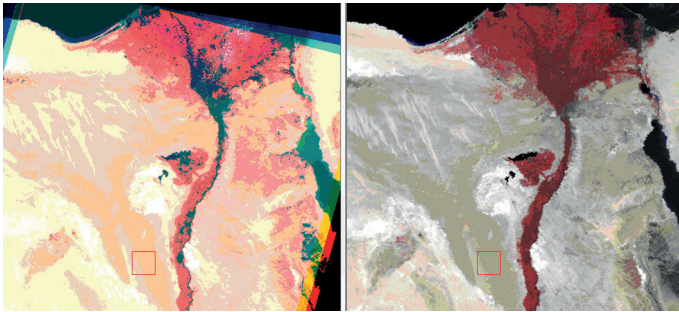


Рис. 8. Изображения Северной Африки (дельта Нила): слева — фрагмент изображения 202_000527_3_0_07, полученного МСУ-202 на КА «Метеор-М» № 2 14.08.2014, 07:29 UTC; справа — фрагмент изображения, полученного MODIS 14.08.2014, 08:40 UTC (красный квадрат обозначает тестовый участок)

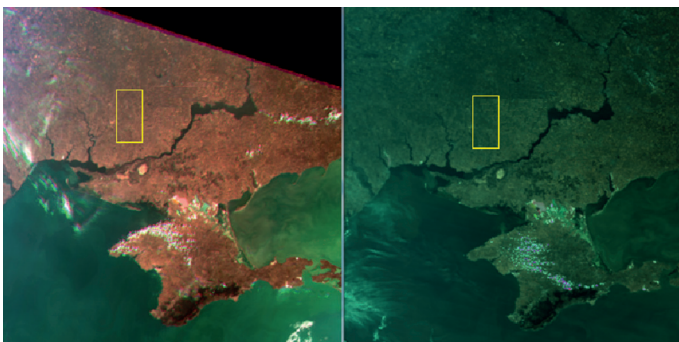


Рис. 9. Изображения Крыма и южной Украины: слева — фрагмент изображения 250_000308_0_0_05, полученного МСУ-250 на КА «Метеор-М» № 2 30.07.2014, 07:22 UTC; справа — фрагмент изображения, полученного MODIS 30.07.2014, 09:20 UTC (жёлтый прямоугольник обозначает тестовый участок)

Таблица 6. КСЯ тестового участка, измеренные МСУ-201 и пересчитанные по данным MODIS

Параметры	Спектральные каналы камеры МСУ-201		
	канал 1	канал 2	канал 3
КСЯ, измеренные МСУ-201	0,27	0,11	0,14
КСЯ, пересчитанные по данным MODIS	0,25	0,10	0,12

Таблица 7. КСЯ тестового участка, измеренные МСУ-202 и пересчитанные по данным MODIS

Параметры	Спектральные каналы камеры МСУ-202		
	канал 1	канал 2	канал 3
КСЯ, измеренные МСУ-202	0,40	0,34	0,25
КСЯ, пересчитанные по данным MODIS	0,39	0,33	0,24

Коэффициенты спектральной яркости, измеренные МСУ и пересчитанные по данным MODIS, имеют несовпадение в одну-две сотые (табл. 8).

Таблица 8. КСЯ тестового участка, измеренные МСУ-250 и пересчитанные по данным MODIS

Параметры	Спектральные каналы камеры МСУ-250		
	канал 1	канал 2	канал 3
КСЯ, измеренные МСУ-250	0,13	0,13	0,11
КСЯ, пересчитанные по данным MODIS	0,13	0,15	0,12

На рис. 9 представлены фрагменты изображения Крыма и Украины, полученные камерой МСУ-250. Рассматриваемый полигон был выбран в районе Южной Украины.

Аналогичные сопоставления для приборов МСУ-201 и МСУ-202 были проведены для нескольких маршрутов.

Связь КСЯ природных объектов, измеренных камерой МСУ-201 и пересчитанных по данным MODIS, показана на рис. 10. Максимальное значение СКО среди каналов МСУ-201 составляет 0,021.

Связь КСЯ природных объектов, измеренных камерой МСУ-202 и пересчитанных по данным MODIS, показана на рис. 11, их СКО также не превышает 0,021.

Хотя вследствие недостаточной статистики и отсутствия сопоставления КСЯ для ярких объектов не представляется возможным количественно оценить расхождение радиометрической калибровки КМСС-М и MODIS, по имеющимся данным можно сделать заключение о её хорошем соответствии для рассмотренных объектов. Работы по кросс-калибровке камер КМСС-М и MODIS будут продолжены.

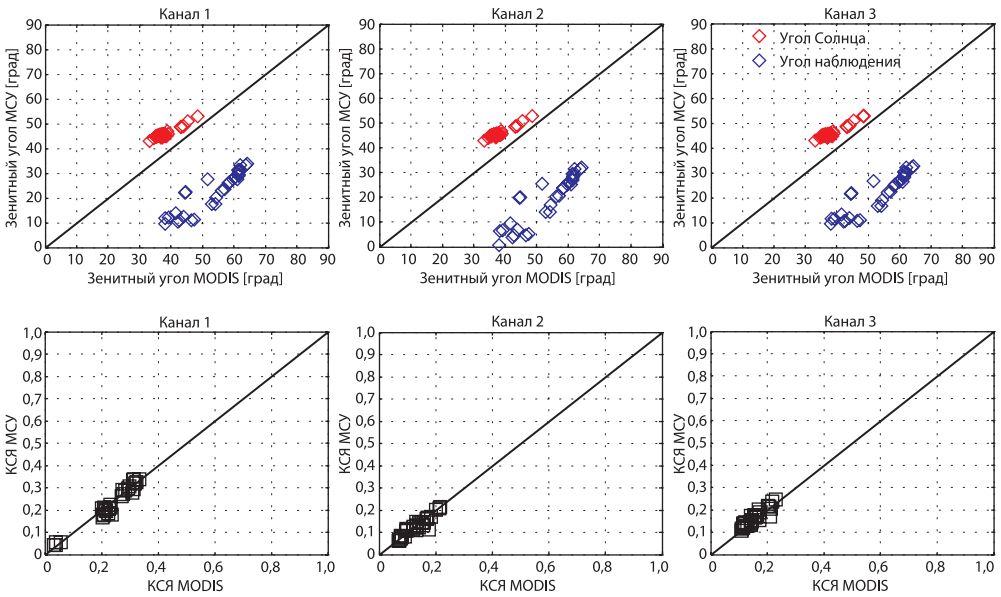


Рис. 10. Верхний ряд — связь зенитных углов Солнца (показано красным цветом) и зенитных углов наблюдения (показано синим цветом) в спектральных зонах MSU-201 и MODIS; нижний ряд — связь КСЯ природных объектов в спектральных зонах MSU-201 и MODIS

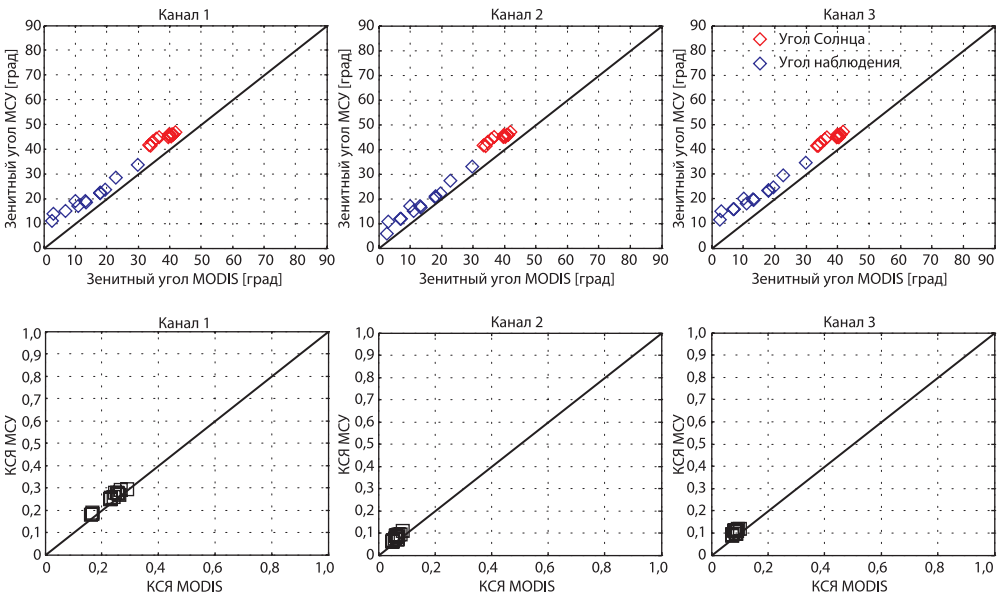


Рис. 11. Верхний ряд — связь зенитных углов Солнца (показано красным цветом) и зенитных углов наблюдения (показано синим цветом) в спектральных зонах MSU-202 и MODIS; нижний ряд — связь КСЯ природных объектов в спектральных зонах MSU-202 и MODIS

ВЫВОДЫ

Проведённые исследования по сопоставлению коэффициентов спектральной яркости природных объектов, измеренных комплексом многозональной спутниковой съёмки на КА «Метеор-М» № 1 и № 2 и рассчитанных в спектральных зонах КМСС по данным спектрорадиометра MODIS, позволяют сделать следующие выводы:

- КСЯ природных объектов, измеренные камерами МСУ и рассчитанные по данным MODIS, хорошо согласуются, зависимость между ними имеет характер, близкий к линейной.
- Среднеквадратическое отклонение значений КСЯ природных объектов по данным МСУ и MODIS не превышает 0,022.
- Расхождение абсолютной радиометрической калибровки спектральных каналов камер МСУ КА «Метеор-М» № 1 и MODIS не превышает 4 % и находится в пределах точности абсолютной калибровки MODIS, которая составляет 5 %.
- Предварительные результаты сопоставления КСЯ, измеренных камерами КМСС-М на КА «Метеор-М» № 2 и рассчитанных в спектральных зонах КМСС-М по данным MODIS, показывают их хорошее совпадение.

ЛИТЕРАТУРА

- [Аванесов и др., 2013] *Аванесов Г. А., Полянский И. В., Жуков Б. С., Никитин А. В., Фори А. А.* Комплекс многозональной спутниковой съёмки на борту КА «Метеор-М» № 1: три года на орбите // Исследование Земли из космоса. 2013. № 2. С. 74–83.
- [Ваваев и др., 2009] *Ваваев В. А., Василейский А. С., Жуков Б. С., Жуков С. Б., Куркина А. Н., Полянский И. В.* Наземная калибровка камер КМСС для КА «Метеор-М» № 1 // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2009. Вып. 6. Т. 1. С. 251–258.
- [Жуков и др., 2008] *Жуков Б. С., Василейский А. С., Жуков С. Б., Зиман Я. Л., Полянский И. В., Бекренев О. В., Пермитина Л. И.* Предварительная обработка видеоданных КМСС с КА «Метеор-М» // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2008. Вып. 5. Т. 1. С. 260–266.
- [Жуков и др., 2014] *Жуков Б. С., Кондратьева Т. В., Полянский И. В., Пермитина Л. И.* Полётная радиометрическая кросс-калибровка комплекса многозональной спутниковой съёмки на КА «Метеор-М» № 1 по спектрорадиометру MODIS на КА Terra // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2014. Т. 11. № 2. С. 123–137.
- [Шовенгердт, 2010] *Шовенгердт Р. А.* Дистанционное зондирование, методы и модели обработки изображений. М.: Техносфера, 2010.
- [Wu et al., 2013] *Wu A. S., Xiong X. X., Doelling D. R., Morstad D., Angal A., Bhatt R.* Characterization of Terra and Aqua MODIS VIS, NIR, and SWIR Spectral Bands' Calibration Stability // IEEE Trans. Geoscience and Remote Sensing. 2013. V. 51. N. 7. P. 4330–4338.

COMPARISON OF THE REFLECTANCES OF NATURAL OBJECTS DERIVED FROM THE DATA OF THE MULTISPECTRAL SATELLITE IMAGING SYSTEM ON-BOARD METEOR-M N. 1 AND METEOR-M N. 2 AND OF SPECTRORADIOMETER MODIS ON-BOARD TERRA

T. V. Kondratieva, B. S. Zhukov, G. A. Avanesov, I. V. Polyansky

Space Research Institute of Russian Academy of Sciences (IKI RAN)

The multispectral satellite imaging system KMSS is operated on-board Meteor-M No. 1 s/c since September 2009. It consists of two MSU-100 cameras with a resolution of 60 m in three channels in the visible and near IR spectral range, which are used for monitoring land surface, and one MSU-50 camera with a resolution of 120 m in three channels in the visible range, which is used for imaging waters. A similar KMSS-M system is installed on Meteor-M No. 2 s/c that was put in orbit on July 8, 2014. The KMSS cameras were radiometrically calibrated in-lab. The in-flight cross-calibration of KMSS with MODIS on-board Terra s/c is performed yearly using images of homogeneous snow cover on the high-altitude Antarctic Plateau.

In this paper, the KMSS and MODIS top-of-atmosphere reflectances of various vegetation-soil and water objects are compared. For this purpose, images of the same areas were selected that were surveyed by KMSS and MODIS with time interval of not more than 1-2 hours in stable atmospheric conditions. The reflectance recalculation between the KMSS and MODIS spectral bands was performed using the regression relationships that were obtained using simulated spectra of various natural surfaces in different atmospheric conditions. In contrast to cross-calibration over Antarctica, difference in the sun and viewing angles for these objects was not accounted for, which can contribute to some scattering of the measured reflectances.

The results demonstrate a good correspondence between the reflectances of natural objects derived from data of KMSS on-board Meteor-M No. 1 and MODIS, with a root-mean-square deviation not more than 0.022. The disagreement in the absolute sensitivity of the KMSS and MODIS channels was within 4 %, which is within the MODIS radiometric calibration accuracy. The first results of comparing the reflectances, which were measured by KMSS-M on-board Meteor-M No. 2 and MODIS, show also their good agreement.

Keywords: multispectral satellite imaging system (KMSS), multispectral satellite imaging system, Meteor M N. 1, Meteor M N. 2, MODIS, reflectance, in-flight radiometric calibration, environmental and emergency monitoring.

Kondratieva Tatiana Viktorovna — senior scientist, PhD, tkondratieva@iki.rssi.ru

Zhukov Boris Sergeevich — senior scientist, PhD, bzhukov@iki.rssi.ru

Avanesov Genrikh Aronovich — chief scientist, doctor of technical sciences, genrikh-avanesov@yandex.ru

Polyanskiy Ivan Valerievich — chief designer of the project, ivpolyan@cosmos.ru

ВОЗМОЖНОСТИ КОСМИЧЕСКОЙ НАВИГАЦИИ ПО ПЛАНЕТНОМУ ГОРИЗОНТУ В ВИДИМОМ И БЛИЖНЕМ ИНФРАКРАСНОМ ДИАПАЗОНЕ

Б. С. Жуков, С. Б. Жуков

Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН)

Космическая оптическая навигация может основываться на детектировании горизонта Земли и других небесных тел и оценке по нему положения космического аппарата относительно тела. Существующие космические датчики горизонта работают, в основном, в тепловом инфракрасном (ИК) диапазоне. Переход в видимый и ближний ИК-диапазон позволит значительно упростить аппаратуру. Путём модельных расчётов и обработки модельных, стендовых и реальных изображений показано, что потенциальная точность таких систем может быть сопоставима с точностью датчиков горизонта теплового ИК-диапазона. Ключевым параметром космических датчиков горизонта, который наиболее сильно влияет на точность навигационных измерений, является их поле зрения, которое должно выбираться максимально большим, даже за счёт ухудшения разрешения.

Ключевые слова: космическая оптическая навигация, планетный горизонт, датчики горизонта, датчики вертикали, лимб Земли.

ВВЕДЕНИЕ

Автономная навигация на околопланетных и межпланетных орбитах может осуществляться по изображениям горизонта Земли и других тел Солнечной системы. Современные ИК-датчики горизонта наблюдают горизонт Земли, в основном, в полосах поглощения CO_2 или H_2O в тепловом ИК-диапазоне. Примерами могут служить широко используемые ИК-датчики горизонта «Научно-производственного предприятия «Геофизика-Космос» (www.geofizika-cosmos.ru) и фирмы SODERN (www.sodern.com). Угловая ошибка (1σ) указанных датчиков горизонта при наблюдении с низких орбит высотой 400...1000 км оценивается в 1...2 угл. мин, что соответствует 1...2 км на лимбе. Переход в видимый и ближний ИК-диапазон (0,4...1 мкм) позволяет значительно упростить аппаратуру.

Целью настоящей статьи является анализ потенциальной точности навигационных измерений по планетному горизонту в видимом и ближнем ИК-диапазоне.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Космическая система, снимающая планетный горизонт, может выступать в качестве датчика:

- горизонта;
- вертикали, если по горизонту определяется направление на центр видимого диска тела;

Жуков Борис Сергеевич — старший научный сотрудник, кандидат физико-математических наук, bzhukov@iki.rssi.ru

Жуков Станислав Борисович — инженер, sbzhukov@mail.ru

- расстояния, если по размерам видимого диска тела на изображении определяется расстояние до него; при этом необходимо учитывать, что размеры видимого диска тела могут отличаться от истинных размеров тела.

Определение направления на центр видимого диска тела и расстояния до него эквивалентно нахождению положения космического аппарата (КА) относительно тела.

У Луны и других безатмосферных тел горизонт определяется рельефом поверхности. Разброс высот рельефа поверхности Луны относительно референц-сферы с радиусом 1737,4 км составляет ~ 10 км при среднеквадратическом отклонении 2,2 км. Поэтому при использовании для навигации по горизонту Луны её сферической модели ошибка определения высоты локального горизонта будет ~ 2 км.

Указанную ошибку можно значительно уменьшить, используя современные топографические модели Луны, например, модель Луны GLD100, имеющую горизонтальное разрешение 100 м и среднеквадратическую ошибку по высоте ~ 20 м [Sholten et al., 2012].

В случае наблюдения Земли из космоса в видимом и ближнем ИК-диапазоне линия горизонта не видна даже в безоблачных условиях из-за большой оптической толщины атмосферы при скользких углах наблюдения и, кроме того, в большинстве случаев закрыта облаками. Вокруг Земли наблюдается лимб — светящийся за счёт рассеяния солнечного света слой атмосферы толщиной в десятки километров. В этой ситуации необходимо определить по лимбу условный горизонт, к которому можно было бы привязывать навигационные измерения. Он может не совпадать с истинным горизонтом — важнее, чтобы он мог быть максимально стабильно привязан по высоте.

КРИТЕРИИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ УСЛОВНОГО ГОРИЗОНТА

В качестве простых критериев определения положения условного горизонта на изображении можно использовать критерии максимума градиента яркости (MAXGRAD) или половины от максимума яркости (MAX/2).

Для Луны и других безатмосферных тел удобнее использовать критерий MAXGRAD, поскольку критерий MAX/2 может зависеть от выбора интервала для определения максимальной яркости.

В случае Земли стабильность указанных критериев определения условного горизонта в сферически-однородной атмосфере анализировалась путём расчёта вертикальных профилей яркости атмосферы на горизонте с помощью программы MODTRAN. Рассматривались три спектральных диапазона:

- «синий» (0,40...0,48 мкм), в котором наиболее сильно влияние молекулярного рассеяния;
- «зелёно-красный» (0,50...0,70 мкм), в котором молекулярное рассеяние слабее, но присутствуют полосы Шап্পюи поглощения озона; несмотря на то, что эти полосы являются относительно слабыми, наблюдение горизонта по наклонным трассам делает их эффект существенным;
- «ближний ИК» (0,84...0,88 мкм), где молекулярное рассеяние слабó.

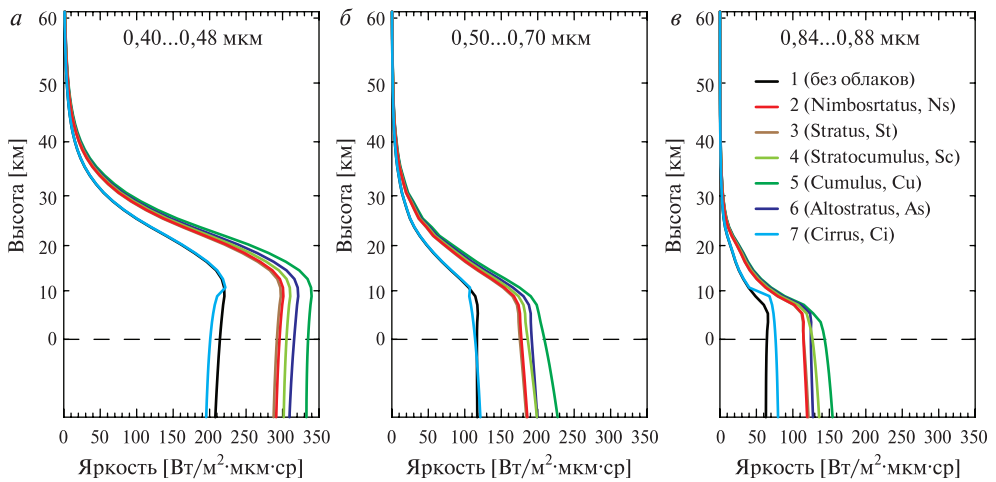


Рис. 1. Вертикальные профили яркости лимба Земли по результатам модельных расчётов в зависимости от спектрального диапазона и типа облаков: 1 — без облаков; 2 — слоисто-дождевые (0,16...0,66 км); 3 — слоистые (0,33...1 км); 4 — слоисто-кучевые (0,66...2 км); 5 — кучевые (0,6...3 км); 6 — высококучевые (2,4...3 км); 7 — перистые (8...10 км)

В табл. 1 приведены интервалы высот условного горизонта, определённые по критериям MAXGRAD и MAX/2 при изменении альbedo поверхности, содержания озона в атмосфере и типа облаков. На рис. 1 даны примеры профилей яркости, соответствующие различным типам облаков.

Таблица 1. Разброс высоты условного горизонта в зависимости от спектрального диапазона и характеристик поверхности и атмосферы

Условия наблюдения	Критерий	Спектральные зоны [мкм]		
		0,40...0,48	0,50...0,70	0,84...0,88
Вариации альbedo поверхности: 0...0,9	MAX/2	24,6...24,7	15,7...18,2	9,6...14,0
	MAXGRAD	22,0...22,0	12,7...14,7	8,7...10,7
Вариации содержания озона: 0,29...0,44 атм. см	MAX/2	24,6...24,7	16,9...18,1	12,5...12,5
	MAXGRAD	22,0...22,0	12,7...14,7	8,7...8,7
Вариации типов облаков (см. рис. 1)	MAX/2	24,6...24,7	15,1...18,1	9,3...12,5
	MAXGRAD	22,0...22,0	12,7...14,7	8,7...10,7

Результаты, полученные для однородной атмосферы, показывают, что:

- оптимальным для определения условного горизонта является «синий» диапазон, где доминирует молекулярное рассеяние, и потому он менее чувствителен к характеристикам поверхности и атмосферы; этот вывод согласуется с результатами работы [Тучин и др., 2011]; в этом случае оба рассмотренных критерия дают стабильную, хотя и разную привязку по высоте;
- в «зелено-красном» и ближнем ИК-диапазонах разброс привязки условного горизонта по высоте составляет 2...3 км.

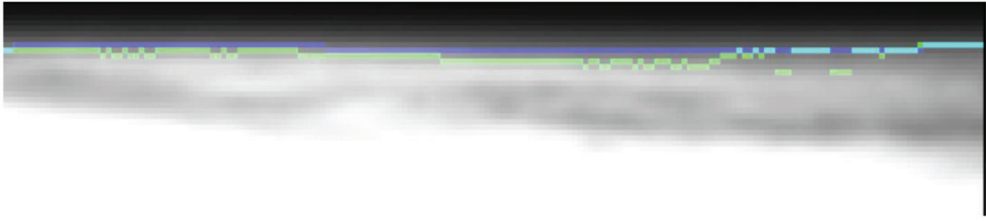


Рис. 2. Фрагмент снимка с ИСЗ GOES-East, показывающий неоднородную облачность на лимбе: зелёный цвет — условный горизонт, определённый по критерию MAXGRAD, синий — по критерию MAX/2, циан соответствует случаю, когда оба критерия совпадают

Отметим сильную зависимость яркости лимба от вариаций характеристик поверхности и атмосферы. Поэтому определение условного горизонта, например, по превышению уровня фона на заданную величину является мало стабильным. Нестабильным является также определение условного горизонта по максимуму яркости, который может достигаться как на лимбе, так и на поверхности Земли.

Стабильность рассмотренных критериев в реальной неоднородной атмосфере анализировалась по снимкам, полученным с ИСЗ GOES-East в диапазоне 0,5...0,7 мкм (к сожалению, съёмочные системы на GOES и других геостационарных искусственных спутниках Земли (ИСЗ) не имеют каналов в синем диапазоне). При наличии на лимбе неоднородной облачности критерий MAXGRAD, который обычно детектирует верхнюю границу облачности, приводит к сильным вариациям границы условного горизонта в соответствии с изменением высоты облаков (рис. 2). В некоторых случаях он даже детектирует условный горизонт под реальным горизонтом. Критерий MAX/2 в этих условиях более устойчив.

АНАЛИЗ ПОТЕНЦИАЛЬНОЙ ТОЧНОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ РАДИУСА И ПОЛОЖЕНИЯ ЦЕНТРА ИЗОБРАЖЕНИЯ СФЕРИЧЕСКОГО ТЕЛА ПО НАБЛЮДЕНИЯМ ГОРИЗОНТА

Для случая наблюдения сферического тела анализировалась точность оценки радиуса и направления на центр его изображения по результатам детектирования горизонта, который в этом случае представляется дугой окружности.

Пусть среднеквадратическая ошибка единичного измерения высоты точки горизонта равна σ_H . Для Луны и других безатмосферных тел ошибка σ_H определяется разрешением съёмочной системы и ошибкой учёта высоты рельефа и может составлять от ~20 м до ~2 км в зависимости от используемой модели Луны. Для Земли ошибка σ_H определяется, помимо разрешения, вариациями характеристик поверхности и атмосферы и может составлять несколько километров.

На ошибку оценки координат центра и радиуса изображения тела также существенное влияние оказывает горизонтальный интервал независимых измерений точек горизонта Δ , который зависит не только от разрешения съёмочной системы, но и от интервала автокорреляции высоты условного гори-

зонта. Для Луны интервал автокорреляции определяется рельефом и используемой топографической моделью, для Земли — размером облачных полей.

При расчётах значения Δ задавались равными $0,01^\circ$; $0,1^\circ$; 1° и 10° , что соответствует 100, 10, 1 и $0,1$ независимым отсчётам положения точек горизонта на 1° дуги окружности. В линейном измерении для Земли эти значения Δ примерно соответствуют 1, 10, 100 и 1000 км, а для Луны — 0,3; 3; 30 и 300 км.

В соответствии с этим при моделировании на дуге окружности выбирались точки с интервалом Δ . К их координатам добавлялась случайная некоррелированная ошибка с нормальным распределением и среднеквадратическим отклонением по высоте σ_H .

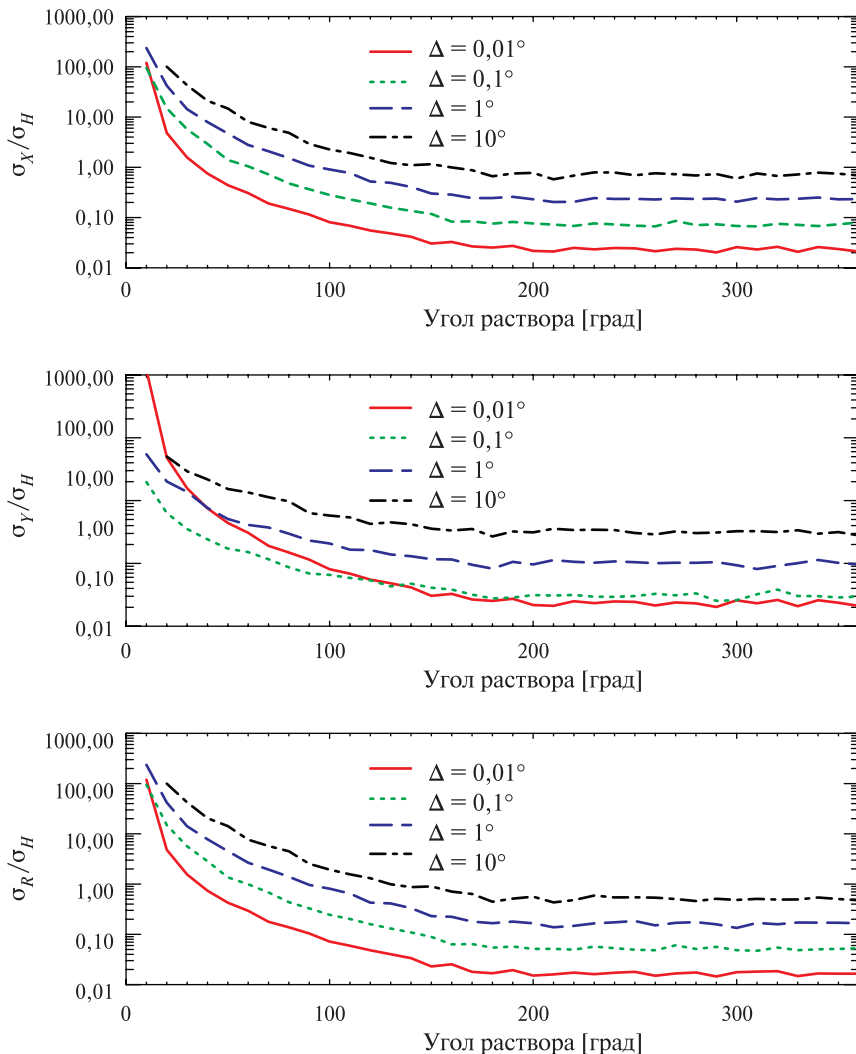


Рис. 3. Среднеквадратические ошибки определения координат центра и радиуса изображения сферического тела в зависимости от угла раствора дуги окружности и интервала независимых измерений Δ по результатам модельных расчётов

Полученные точки аппроксимировались окружностью. По 100 реализациям распределения случайной ошибки измерений высоты горизонта находились среднеквадратическое отклонение (СКО) координат центра изображения тела σ_X и σ_Y и его радиуса σ_R от истинных значений. При этом ось X соответствует оси симметрии изображения горизонта (т. е. лежит в плоскости наблюдатель-объект-Солнце), а ось Y перпендикулярна оси симметрии.

Эти ошибки приведены на рис. 3 в зависимости от угла раствора дуги горизонта φ и интервала Δ . Все ошибки определялись по отношению к величине σ_H . При уменьшении угла φ от 360° до $\sim 180^\circ$ ошибки оценки координат центра σ_X и σ_Y практически не изменяются, при дальнейшем уменьшении φ начинают возрастать, причем особенно быстро, когда φ становится меньше $\sim 100^\circ$, а при φ менее $30\dots 50^\circ$ могут значительно превышать величину σ_H . При этом σ_X возрастает значительно быстрее, чем σ_Y . Ошибки оценки радиуса σ_R близки к σ_X .

Ошибки определения параметров аппроксимирующей окружности быстро возрастают также при увеличении интервала Δ . Например, при $\Delta = 0,01^\circ$ и при $\varphi > 100^\circ$ ошибки находятся в интервале $(0,01\dots 0,1)\delta$, а при $\Delta = 10^\circ$ могут в несколько раз превышать σ_H .

АЛГОРИТМ ДЕТЕКТИРОВАНИЯ ГОРИЗОНТА И ОЦЕНКИ КООРДИНАТ ЦЕНТРА И РАДИУСА ИЗОБРАЖЕНИЯ ТЕЛА

Разработан следующий алгоритм детектирования условного горизонта и оценки радиуса изображения тела и направления на его центр, легко реализуемый на бортовых процессорах.

1. *Фильтрация шума.* Детектирование горизонта проводится по относительно низким уровням яркости, существенно подверженным влиянию шумов. Поэтому в качестве предварительной операции рекомендуется проводить фильтрацию шума, например, с помощью Гауссова фильтра.
2. *Пороговый тест по уровню темнового.* Этот тест имеет целью нахождение граничных пикселей лимба, значимо превышающих темновой сигнал изображения. Предварительно определяется темновой порог THRESH_DARK так, чтобы он заведомо превышал флуктуации уровня темнового сигнала изображения. При наличии паразитной фоновой подсветки он должен также превышать её уровень. Признак превышения уровня темнового, задаваемого порогом THRESH_DARK, проверяется при движении вдоль строк и столбцов изображения по направлениям «сверху вниз», «справа налево», «снизу вверх» и «слева направо». Первая точка X_0 , которая превышает порог THRESH_DARK, проверяется на принадлежность лимбу. Для этого используются следующие тесты, п. 3 и 4.
3. *Фильтрация световых помех.* Необходимо отличать начало лимба от «дефектного» пикселя, звезды или мелкого светящегося объекта. Для этого после нахождения первого пикселя, яркость которого превышает порог THRESH_DARK, проверяются THRESH_STAR следующих пикселей. Если хотя бы в одном пикселе значение его яркости меньше THRESH_DARK, то точка X_0 считается световой помехой, и поиск в данном направлении продолжается дальше. Значение

THRESH_STAR подбирается в зависимости от ожидаемого размера указанных световых помех.

4. *Фильтрация края изображения.* Если предыдущий тест проходит первая точка по данному направлению, то считается, что горизонт тела по данному направлению находится за границей изображения и его поиск в этом направлении прекращается.
5. *Выбор интервала поиска горизонта.* Точка X_0 , прошедшая указанные тесты, считается опорной при поиске горизонта. Искомая точка условного горизонта XG может находиться как после X_0 (в направлении движения при поиске), если уровень THRESH_DARK достаточно низок, чтобы детектировать самое начало лимба, так и перед X_0 , если уровень THRESH_DARK выбран высоким, чтобы исключить паразитную подсветку изображения. Поэтому точка горизонта ищется на интервале поиска $[X_0-MB, X_0+MF]$, включающем MF точек, следующих за опорной точкой в направлении движения, и MB предыдущих точек. Число MF точек, следующих за опорной, выбирается в случае Земли соответствующим или несколько бóльшим, чем высота лимба (~ 50 км), а в случае Луны и других безатмосферных тел определяется шириной функции рассеяния точки (ФРТ) съёмочной системы. Число MB предыдущих точек выбирается так, чтобы не пропустить границу лимба при завышенном значении THRESH_DARK (например, $MB = 10$).
6. *Нахождение потенциальных точек горизонта с фильтрацией терминатора.* На интервале поиска $[X_0-MB, X_0+MF]$ в соответствии с выбранным критерием (MAXGRAD или MAX/2) ищется потенциальная точка горизонта XG и в ней определяется значение вектора градиента яркости. Для этой точки проверяется угол между направлением градиента и проекцией направления освещения на плоскость изображения. Если этот угол меньше 80° , то точка считается потенциальной точкой горизонта, а в противном случае отбрасывается как принадлежащая терминатору. Направление освещения и фазовый угол рассчитываются на основании информации о направлении на Солнце. Эта информация может быть получена по данным солнечных и звёздных датчиков КА. При наличии на изображении полного диска тела направление освещения можно оценить по самому изображению путём векторного суммирования градиентов яркости во всех детектированных до этого момента точках.
7. *Субпиксельное уточнение потенциальных точек горизонта.* Положение потенциальной точки горизонта определяется с субпиксельной точностью интерполяцией между соседними пикселями вокруг точки XG в соответствии с заданным критерием.
8. *Оценка радиуса и координат центра изображения сферического или эллиптического тела с фильтрацией неверных точек.* Для решения задачи аппроксимации найденных точек горизонта окружностью, т.е. для определения её радиуса и координат центра, могут быть использованы методы наименьших квадратов с различными целевыми функциями [Chernov, 2011]. Их обобщение на случай аппроксимации дуги горизонта эллипсом с известным отношением главных осей (как в случае Земли и Луны) и при известном (по данным измерения ориентации съёмочной системы) их направлении не представляет труда.

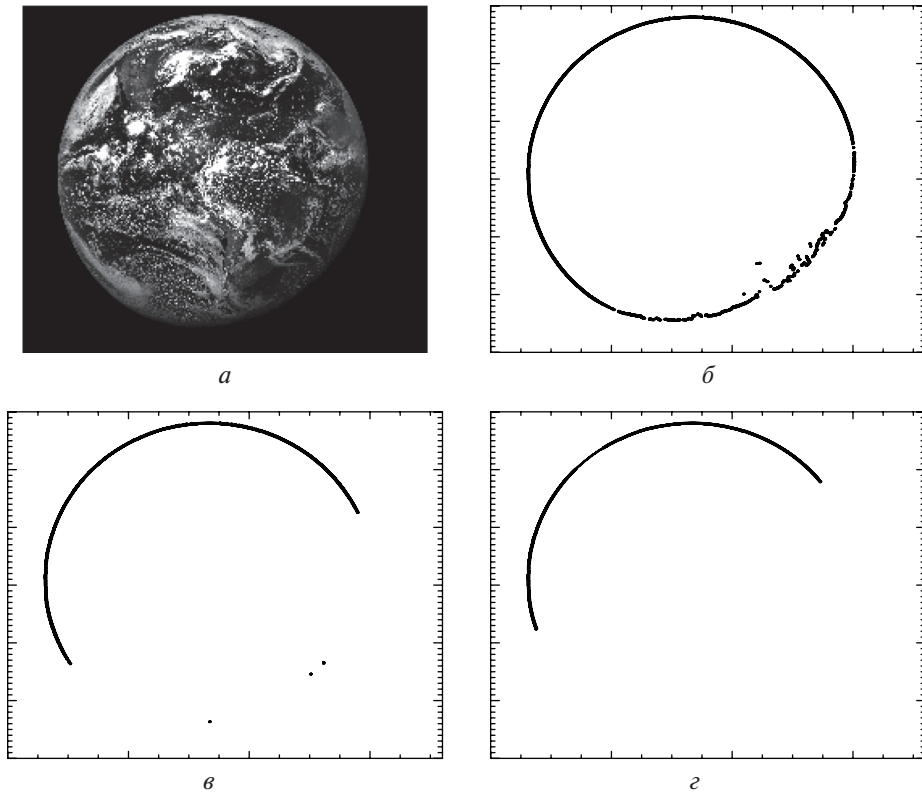


Рис. 4. Иллюстрация работы алгоритма детектирования лимба по снимку с ИСЗ GOES-East: *a* — исходный снимок; *б* — точки, выделенные после порогового теста; *в* — точки, оставшиеся после фильтрации терминатора; *г* — детектированный условный горизонт

После оценки параметров аппроксимирующей окружности (эллипса) проводится дополнительная фильтрация неверных точек отбрасыванием точек, отстоящих от указанной окружности (эллипса) на расстояние более двух СКО, и повторной оценки их параметров.

Функционирование основных этапов данного алгоритма иллюстрирует рис. 4 на примере детектирования горизонта на изображении, полученном с ИСЗ GOES-East. Это изображение было получено при малом фазовом угле, при котором горизонт трудно отличить от терминатора. После фильтрации терминатора с использованием градиента яркости на терминаторе остаются отдельные точки, детектированные на краях облаков. Эти точки удаляются после аппроксимации горизонта эллипсом.

ОЦЕНКА ТОЧНОСТИ НАВИГАЦИОННЫХ ИЗМЕРЕНИЙ ПО ГОРИЗОНТУ ПО МОДЕЛЬНЫМ ИЗОБРАЖЕНИЯМ

Для оценки точности навигационных измерений по горизонту использовались как модельные, так и реальные изображения. В данном разделе рассматриваются результаты обработки модельных изображений однородной

диффузно отражающей сферы, яркость участков которой считалась пропорциональной косинусу угла падения солнечных лучей. При моделировании яркость внутренних пикселей изображения сферы определялась как яркость центра пикселя. Для того чтобы не вносить дополнительных искажений в распределение яркостей краевых пикселей, они моделировались более точно: краевые пиксели разбивались на 10×10 частей, для центра каждой части рассчитывалась яркость, а затем яркость всех частей усреднялась для получения яркости всего пикселя. Для моделирования влияния разрешения съёмочной системы изображение сглаживалось свёрткой с гауссовой функцией рассеяния точки с шириной $2\sigma = 1$ пикс.

Примеры модельных изображений и профиля яркости около горизонта при разных значениях фазового угла показаны на рис. 5. Среднеквадратическое отклонение высоты детектированного горизонта (рис. 6а) максимально при нулевом фазовом угле, превышая 1 пикс, уменьшается до 0,1 пикс при фазовом угле $\sim 90^\circ$ и далее снова возрастает. Эта ошибка имеет как систематическую, так и случайную составляющую. Случайная составляющая оценивалась как СКО детектированного горизонта от аппроксимирующей окружности, систематическая — как СКО аппроксимирующей окружности от истинного горизонта. Случайная ошибка относительно мала: она составляет 0,04...0,1 пикс и преобладает над систематической лишь при фазовых углах 80...120°.

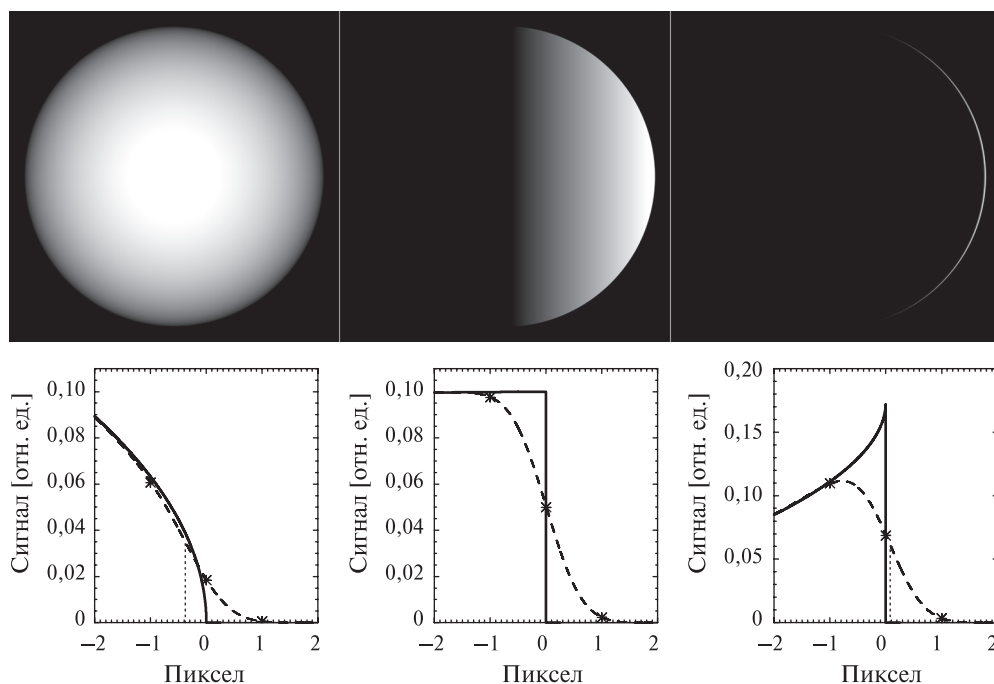


Рис. 5. Изображения сферы (верхний ряд) и профили её яркости у горизонта (нижний ряд) при фазовом угле 0° (слева), 90° (в центре) и 170° (справа); сплошные линии показывают исходные профили яркости, штриховые — сглаженные свёрткой с ФРТ съёмочной системы, звёздочки — отсчёты сигналов изображения

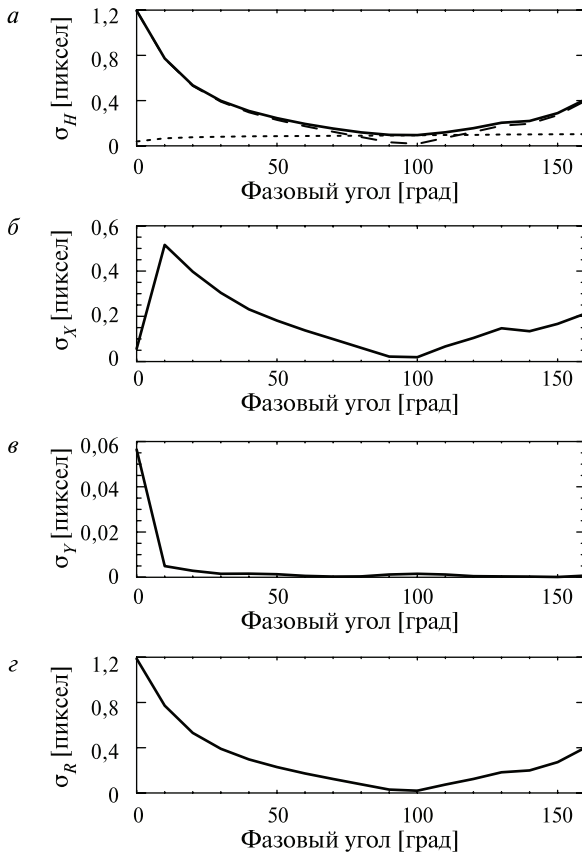


Рис. 6. Зависимость среднеквадратической ошибки оценки высоты горизонта (а), координат центра (б, в) и радиуса тела (г) от фазового угла по модельным изображениям

Указанные закономерности можно объяснить отклонением точки, соответствующей максимуму градиента яркости изображения, от истинного положения горизонта при наличии около горизонта градиента яркости наблюдаемого тела (см. рис. 5). При фазовых углах около 90° яркость тела у горизонта приблизительно постоянна, что и объясняет минимальные ошибки при таких фазовых углах. Как при уменьшении, так и при увеличении фазового угла от $\sim 90^\circ$ яркость тела начинает или убывать, или возрастать к краю тела, что приводит к смещению положения максимума градиента соответственно или внутрь, или наружу и, как следствие, к возрастанию ошибок детектирования горизонта. Эти ошибки компенсируются при расчёте положения центра изображения сферического тела вдоль оси Y (т. е. перпендикулярно направлению освещения) вследствие симметрии изображения, но не при расчёте положения его центра по оси X (в направлении освещения) за исключением случая наблюдения полного диска тела (рис. 6б, в). При определении радиуса тела эти ошибки не компенсируются даже в случае полного диска (рис. 6г).

При известной индикатрисе рассеяния поверхности и фазовом угле поправки, учитывающие систематические смещения линии условного горизонта, могут быть априорно рассчитаны и введены для существенного повышения точности навигационных измерений.

ОЦЕНКА ТОЧНОСТИ НАВИГАЦИОННЫХ ИЗМЕРЕНИЙ ПО ГОРИЗОНТУ НА ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОМ СТЕНДЕ

Для экспериментальной оценки точности навигационных измерений по горизонту был создан стенд, показанный на рис. 7. В качестве снимаемого объекта использовался глобус Марса. Съёмка осуществлялась цифровой камерой на основе фотоприёмной КМОП-матрицы CMV-4000 с разрешением 2000×2000 пикс под управлением персонального компьютера.

В качестве первого шага на стенде были получены 111 последовательных изображений при постоянном фазовом угле около 45° . Среднеквадратическое отклонение высоты горизонта от аппроксимирующей окружности составило 0,4 пикс, причём, наряду со случайными, наблюдались и систематические отклонения, что говорит о некоторой несферичности формы глобуса. Значения координат центра и радиуса изображения тела составили:

- координата центра по оси X — $976,22 \pm 0,067$ пикс;
- координата центра по оси Y — $1016,39 \pm 0,019$ пикс;
- радиус — $836,18 \pm 0,051$ пикс.

Таким образом, разброс измерений при постоянных условиях освещения, определяемый радиометрическим шумом и другими случайными факторами, находился на уровне сотых долей пиксела.

На следующем этапе проводилась съёмка глобуса Марса при изменении направления освещения. Были получены 80 снимков при увеличении фазового угла от ~ 20 до $\sim 130^\circ$ (фазовый угол оценивался визуально и возрастал примерно линейно с увеличением номера снимка). Примеры полученных в этом эксперименте снимков показаны на рис. 8, а СКО оценки высоты горизонта, а также оценки координат центра и радиуса тела — на рис. 9.

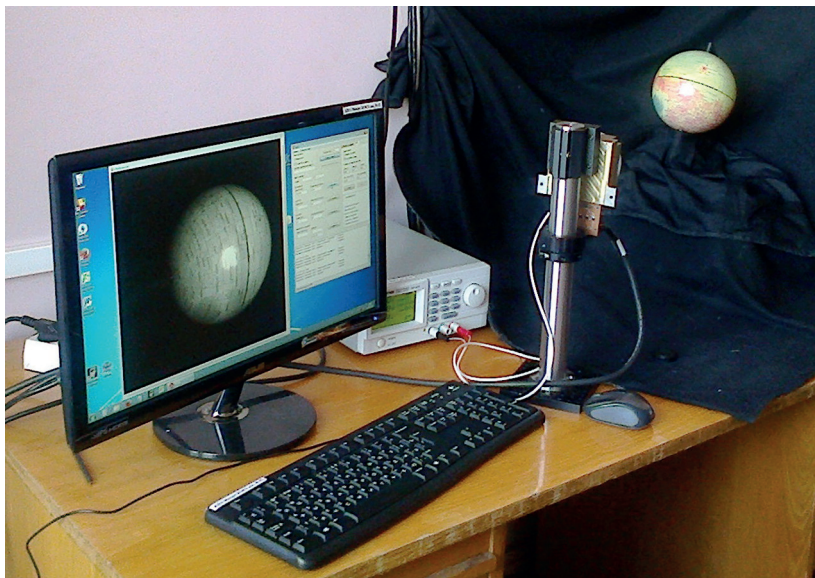


Рис. 7. Стенд с глобусом Марса

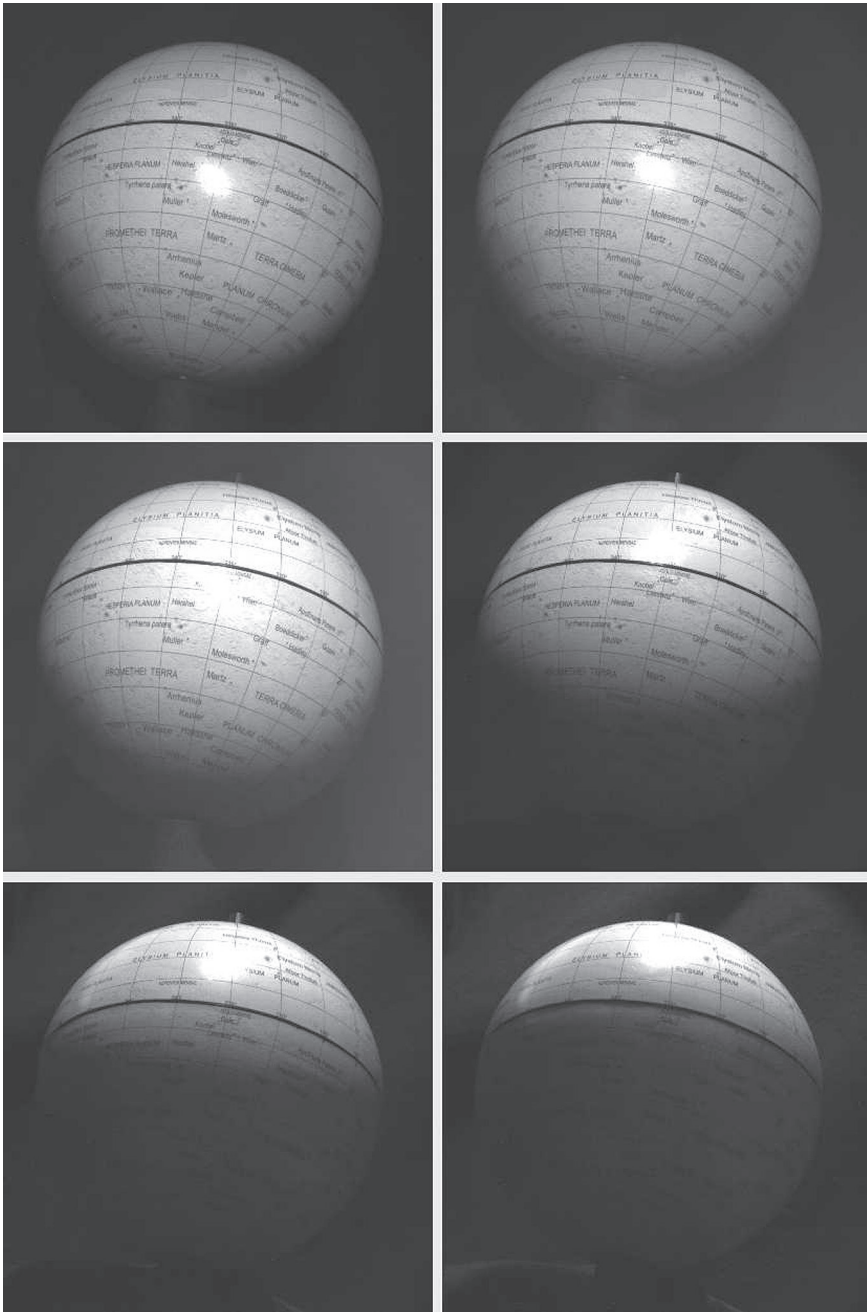


Рис. 8. Примеры снимков глобуса Марса, полученных на стенде при разных фазовых углах

Оценки координат центра и радиуса изображения тела показывают, что, кроме случайных флуктуаций, величина которых находится на уровне нескольких десятых долей пиксела, имеется систематическая зависимость от фазового угла, подтверждающая отличие формы тела от сферической.

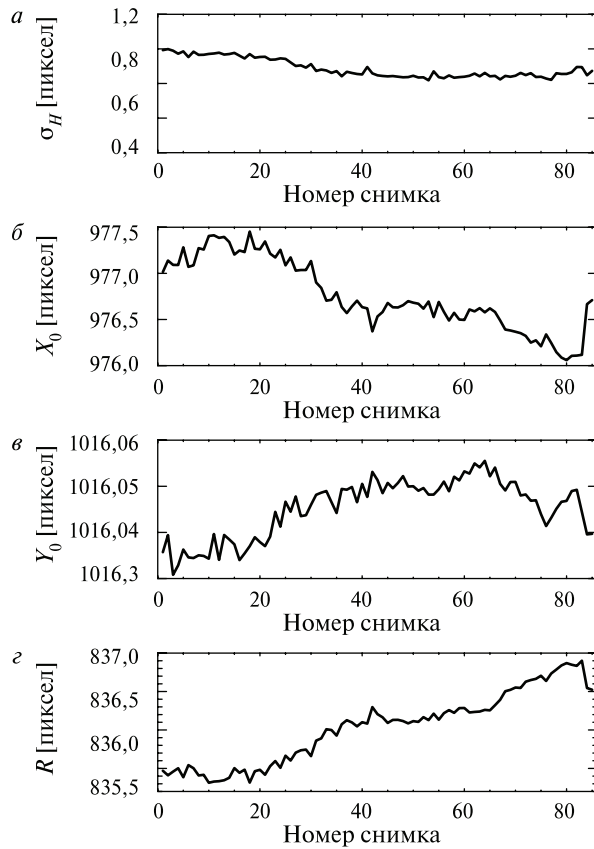


Рис. 9. Зависимость среднеквадратической ошибки оценки высоты горизонта (*a*), координат центра (*б*, *в*) и радиуса изображения тела (*г*) от фазового угла (возрастает с увеличением номера снимка) по изображениям, полученным на стенде

ОЦЕНКА ТОЧНОСТИ НАВИГАЦИОННЫХ ИЗМЕРЕНИЙ ПО ЛИМБУ ЗЕМЛИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ИЗОБРАЖЕНИЙ С ГЕОСТАЦИОНАРНОГО ИСКУССТВЕННОГО СПУТНИКА ЗЕМЛИ GOES-EAST

Точность навигационных измерений по лимбу Земли оценивалась по снимкам с геостационарного ИСЗ GOES-East. При их обработке была сделана поправка на эллиптичность Земли.

Снимки ИСЗ GOES имеют размер $14\,400 \times 12\,001$ пикс с разрешением 1 км на поверхности Земли в надире. Снимки предоставляются в геостационарной проекции. При этом разрешение на лимбе составляет 1,165 км, в центре видимого диска — 1,15 км. Предоставляются изображения, получаемые с интервалом 3 ч: в 2:45, 5:45, 8:45, 11:45, 14:45, 17:45, 20:45 и 23:45 UTC. Первые два изображения получаются ночью, когда виден лишь узкий серп Земли, а остальные — в дневных условиях. Примеры изображений, полученных в течение одних суток, приведены на рис. 10.

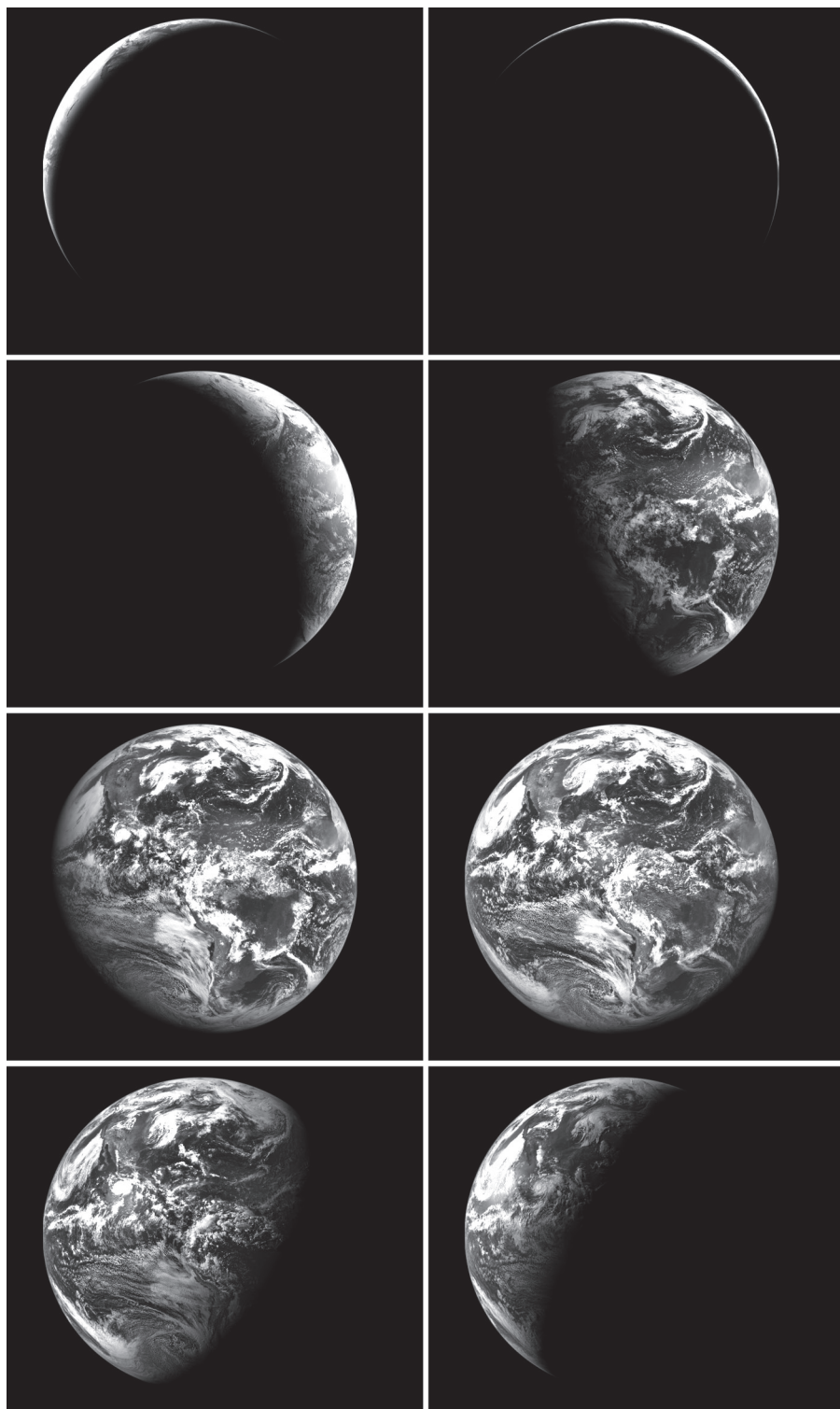


Рис. 10. Снимки ИСЗ GOES, полученные 10.06.2014

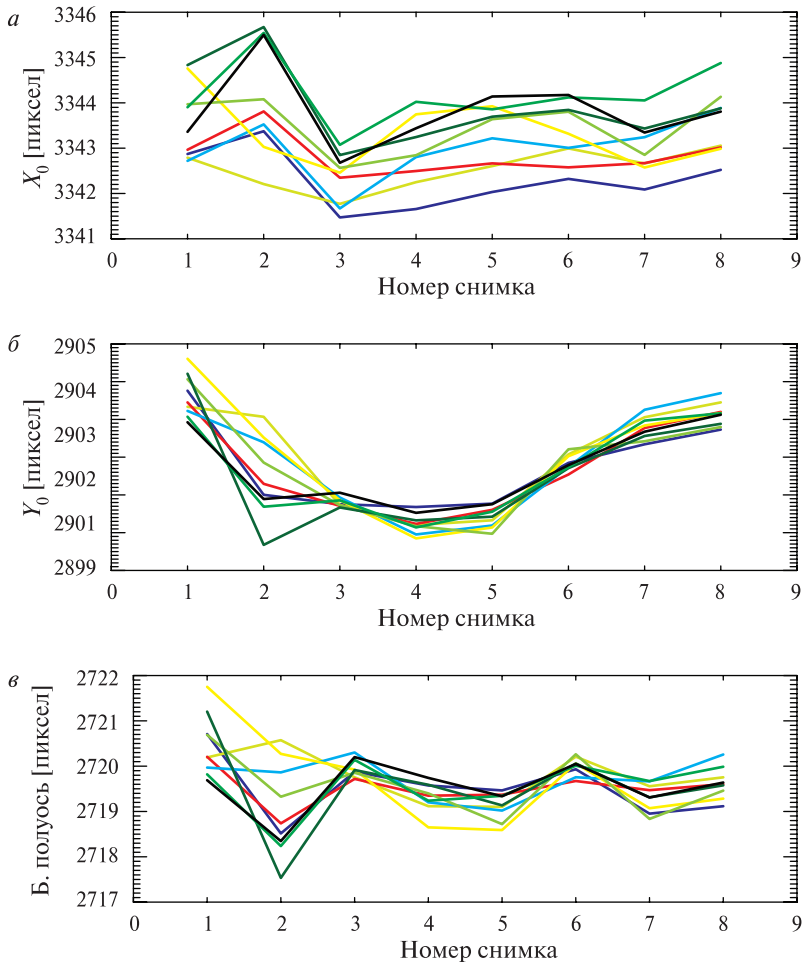


Рис. 11. Суточный ход координат центра (*a*, *б*) и большой полуоси (*в*) аппроксимирующего эллипса на снимках GOES-East; в течение суток получается 8 изображений; представлены кривые, полученные за 9 сут наблюдений

В качестве первого шага обработки проводилась геометрическая трансформация изображений путём интерполяции для выравнивания их разрешения в проекции на плоскость видимого диска так, чтобы оно равнялось разрешению в центре диска (1,15 км). Обрабатывались как исходные снимки, так и изображения, полученные последовательным загроублением разрешения до ~50 км. Условные горизонты определялись по критерию MAX/2 (результаты, полученные по критерию MAXGRAD, оказались менее стабильными).

Средняя высота условного горизонта оказалась равной 19 км, что близко к результатам модельных расчетов для диапазона 0,5...0,7 мкм и критерия MAX/2. Рисунок 11 иллюстрирует изменение в течение суток координат центра и размера большой полуоси аппроксимирующего эллипса. В оценках координат центра наблюдается выраженный суточный ход. Поскольку он не наблюдается в оценках размера большой полуоси, то этот суточный ход, вероятно, вызван ошибками коррекции изменения ориентации КА.

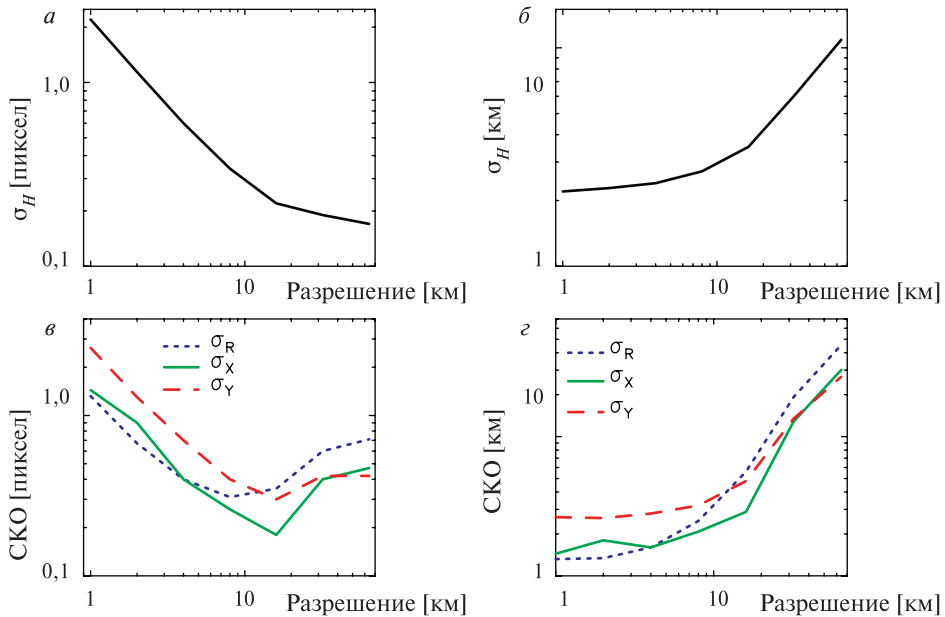


Рис. 12. Ошибки навигационных измерений по лимбу Земли, выраженные в долях пикселя (слева) и в километрах (справа), в зависимости от разрешения на лимбе

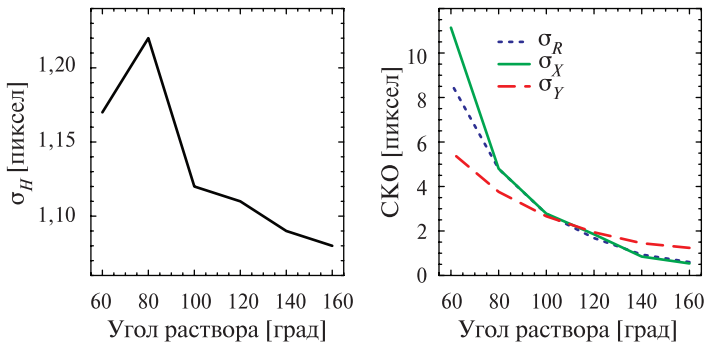


Рис. 13. Ошибки навигационных измерений по лимбу Земли в зависимости от угла раствора детектированного горизонта

На рис. 12 показано изменение СКО оцениваемых параметров в зависимости от разрешения, рассчитанное по всем изображениям. Приведённые СКО координат центра могут быть завышены, поскольку они включают указанный нескорректированный суточный ход.

При изменении разрешения от 1 до 10 км среднеквадратическое отклонение высоты условного горизонта, координат центра и размера большой полуоси уменьшается до 0,2...0,3 пикс. Далее СКО высоты горизонта изменяется мало, а СКО остальных параметров начинает возрастать вследствие уменьшения числа отсчётов на горизонте. Таким образом, ухудшение разрешения частично компенсируется повышением относительной точности измерений. Поэтому, если перейти к измерению ошибок в абсолютной мере — в киломе-

трах в плоскости видимого диска, то при ухудшении разрешения в 10 раз — от 1 до 10 км — СКО высоты горизонта увеличилось только в $\sim 1,5$ раза, а СКО оценок большой полуоси и координат центра видимого диска Земли — в $1,5 \dots 2,5$ раза. При дальнейшем ухудшении разрешения ошибки начинают возрастать примерно пропорционально разрешению.

С другой стороны, как видно на рис. 13, все измеряемые параметры, кроме СКО высоты горизонта, резко ухудшаются при уменьшении угла раствора детектированного горизонта. Например, при уменьшении угла раствора в два раза — от 160 до 80° — СКО координат центра и большой полуоси увеличивается в $3 \dots 10$ раз. Приведённые результаты свидетельствуют о том, что при необходимости компромисса между разрешением и полем зрения съёмочной системы предпочтение для задач оптической навигации по горизонту следует отдавать увеличению поля зрения за счёт ухудшения разрешения.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ: ТРЕБОВАНИЯ К НАВИГАЦИОННЫМ СЪЁМОЧНЫМ СИСТЕМАМ, РАБОТАЮЩИМ ПО ГОРИЗОНТУ

1. Датчики горизонта видимого и ближнего ИК-диапазона могут иметь потенциальную точность навигационных измерений, сравнимую с точностью датчиков теплового ИК-диапазона.
2. Оптимальный спектральный диапазон для измерений по лимбу Земли — $0,4 \dots 0,44$ мкм, где сильное молекулярное рассеяние света маскирует влияние облачности и поверхности на профиль яркости лимба Земли. Однако этот диапазон является неподходящим для альтернативного способа оптической навигации по ориентирам на поверхности Земли. В качестве компромисса можно рекомендовать использование, например, ближнего ИК-диапазона ($0,8 \dots 0,9$ мкм), являющегося оптимальным для навигации по береговой линии из-за высокого контраста вода-суша. В этом случае возможно одновременное применение обоих указанных способов оптической навигации [Егошкин и др., 2009].
3. При навигационных измерениях по горизонту предпочтение следует отдавать увеличению поля зрения съёмочной системы даже за счёт ухудшения разрешения. Например, при использовании фотоприёмника размером 2000×2000 пикс и объектива с полем зрения 180° (рыбий глаз («фишай»), от *англ.* fish-eye) и угловым разрешением ~ 6 угл. мин разрешение на лимбе Земли с высоты $400 \dots 1000$ км составит $4 \dots 6$ км. При этом ошибки измерений координат центра и большой полуоси аппроксимирующего эллипса не превышают $2 \dots 3$ км и увеличиваются только на $\sim 50\%$ по сравнению со случаем съёмки с разрешением 1 км. Такая камера подойдёт и для измерений по горизонту Луны, обеспечивая линейное разрешение на горизонте $0,7 \dots 1,5$ км с типичных лунных орбит высотой $50 \dots 200$ км и ошибку оценки высоты горизонта $\sim 0,5$ км.
4. Датчики горизонта должны устанавливаться на одной платформе со звёздными датчиками для определения абсолютной ориентации с точностью, в несколько раз лучшей требуемой угловой точности навигационных измерений.

ЛИТЕРАТУРА

- [Егошкин и др., 2009] *Егошкин Н. А., Еремеев В. В., Козлов Е. П., Москатиньев И. В., Москвитин А. Э.* Геодезическая привязка изображений от геостационарных спутников по контуру диска Земли и электронным картам // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2009. Вып. 6. Т. 1. С. 132–138.
- [Тучин и др., 2010] *Тучин М. С., Захаров А. И., Прохоров М. Е.* Определение геовертикали по наблюдению лимба Земли // Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов: сб. тр. 2-й Всерос. научно-тех. конф. Россия, Таруса, 13–16 сент. 2010. М.: ИКИ РАН, 2011. С. 330–337.
- [Chernov, 2011] *Chernov N.* Circular and Linear Regression: Fitting Circles and Lines by Least Squares. CRC Press, 2011. Ser. Monographs on Statistics and Applied Probability. V. 117. 256 p.
- [Sholten et al., 2012] *Sholten F., Oberst J., Matz K.-D., Roatsch T., Wählisch M., Speyerer E. J., Robinson M. S.* GLD100: The near-global lunar 100 m raster DTM from LROC WAC stereo image data // J. Geophysical Research. 2012. V. 117. E00H17. 12 p.

POTENTIAL OF VISIBLE AND NEAR-INFRARED PLANETARY HORIZON NAVIGATION

B. S. ZHUKOV, S. B. ZHUKOV

Space Research Institute of Russian Academy of Sciences (IKI RAN)

Optical space navigation can be based on horizon detection of the Earth, Moon and other bodies of the Solar system followed by s/c position estimation relative the body. Present-day space-borne horizon sensors work mostly in the thermal IR spectral range. Horizon sensors of the visible and near infrared spectral range could be significantly simpler. Mathematical simulations as well as processing of simulated and real images show that their potential accuracy can be comparable to that of thermal IR horizon sensors. The key parameter of space-borne horizon sensors, which has the strongest influence on s/c position retrieval accuracy, is their field of view that should be selected as large as possible even at the expense of their resolution.

Keywords: optical space navigation, planetary horizon, horizon sensors, vertical sensors, Earth limb.

Zhukov Boris Sergeevich — senior scientist, PhD, bzhukov@iki.rssi.ru

Zhukov Stanislav Borisovich — engineer, sbzhukov@mail.ru

ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТИ ПРАКТИЧЕСКОЙ РЕАЛИЗАЦИИ АВТОНОМНОЙ НАВИГАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ В ДАЛЬНОМ КОСМОСЕ ПО АСТЕРОИДАМ

М. Г. Никифоров¹, А. И. Захаров¹, М. Е. Прохоров¹, Т. Ю. Галушина², А. О. Жуков¹

¹ Государственный астрономический институт имени П. К. Штернберга
Московского государственного университета имени М. В. Ломоносова (ГАИШ МГУ)

² Научно-исследовательский институт прикладной математики и механики
Национального исследовательского Томского государственного университета
(НИИ ПММ при ТГУ)

Задача навигации состоит в определении положения КА в пространстве. Один из возможных способов автономного определения навигации — измерение с борта КА видимого положения заранее отобранных астероидов. Если мы знаем положение такого объекта в пространстве (по эфемеридам) и его видимое положение (по измерениям с борта КА), то можно определить луч, при нахождении на котором КА наблюдает объект в положении совпадающем с видимым. Наблюдение двух объектов дает два луча, а пересечении двух лучей — пространственное положение КА.

Распределение астероидов в Солнечной системе существенно неоднородно, поэтому такой метод навигации эффективен не везде.

Ключевые слова: межпланетная навигация, автономная навигация, астероиды, параллакс.

ВВЕДЕНИЕ

Современные задачи космических исследований требуют использования космических аппаратов (КА) на всё большем удалении от Земли. При этом определение положения космического аппарата в пространстве и управление его полётом осуществляется с наземных станций слежения, что несёт ряд неудобств и отрицательно сказывается на надёжности эксплуатации КА. Поэтому космическая техника нуждается в средствах автономной навигации КА в межпланетном пространстве.

Задача навигации состоит в определении положения КА в пространстве. Одно из возможных решений — измерение с борта КА видимого положения заранее выбранных объектов Солнечной системы. Если мы знаем положение этого объекта в пространстве (по эфемеридам) и его видимое положение (по измерениям с борта КА), то можно определить луч, при нахождении на ко-

Никифоров Михаил Геннадьевич — научный сотрудник, кандидат физико-математических наук, доцент

Захаров Андрей Игоревич — научный сотрудник, zakh@sai.msu.ru

Прохоров Михаил Евгеньевич — заведующий лабораторией, доктор физико-математических наук, доцент, mike.prokhorov@gmail.com

Галушина Татьяна Юрьевна — старший научный сотрудник, кандидат физико-математических наук, доцент

Жуков Александр Олегович — старший научный сотрудник, доктор технических наук, доцент, aozhukov@mail.ru

тором КА наблюдает объект в измеренном видимом положении*, и на пересечении двух лучей — пространственное положение КА. Таким образом, для навигации необходимо иметь, по меньшей мере, два навигационных объекта.

Описанный метод автономной навигации** известен и под названием AutoNav (<http://nmp.nasa.gov/ds1/tech/autonav.html>. Date: 16.01.2010) [Riedel et al., 2000], был испытан в космической миссии Deep Space 1.

Рассмотрим возможность реализации указанного метода навигации по астероидам.

1. ОСОБЕННОСТИ НАВИГАЦИИ ПО АСТЕРОИДАМ

Астероидная навигация имеет свои преимущества и недостатки. Достоинством этого метода навигации является многочисленность астероидов, их известно уже несколько сотен тысяч*** (<http://www.minorplanetcenter.net/iau/mpc.html>; <http://www.minorplanetcenter.org/iau/lists/MPNames.html>). Поэтому в плоскости эклиптики практически всегда можно что-то наблюдать. Кроме того, использование для определения местоположения КА одновременно нескольких астероидов позволит повысить точность локализации КА.

Кроме того, в отличие от планет, угловые размеры астероидов очень малы. Планеты представляют собой протяжённые объекты с неравномерной яркостью по диску, угловые размеры которых существенно больше необходимой для навигации погрешности измерений. Определение истинного центра планеты на изображении требует специального алгоритма, который вносит дополнительную погрешность. Поскольку угловые размеры астероидов меньше требуемой погрешности, то их можно считать точечными объектами, а погрешностью, связанной с конечностью их размеров, пренебрегать.

Недостатком астероидной навигации является то, что для астероидов отсутствуют эфемериды, сравнимые по точности с эфемеридами больших планет****. Для астероидов характерны кеплеровские элементы орбит, зная которые, можно вычислить положение астероида. Под действием возмущений элементы орбит эволюционируют, поэтому возникает необходимость их периодически уточнять. Эта проблема имеет три возможных решения.

Первый вариант состоит в том, что полёт КА требует информационной поддержки с Земли, при которой база данных (БД) с элементами орбит астероидов периодически обновляется, например, раз в несколько месяцев или раз в год.

* Положение КА вдоль луча при этом не определено.

** Здесь под «автономной» подразумевается навигация с использованием данных, полученных только на борту КА. Существует другое, более старое значение термина «автономная навигация», которое означает чисто инерциальную навигацию без использования внешних ориентиров.

*** По состоянию на 16 января 2014 г. в базе данных насчитывалось 632 567 объектов, из которых для 385 184 точно определены орбиты и им присвоен официальный номер; 18 241 из них на этот момент имели официально утверждённые наименования.

**** По крайней мере, с точностью эфемерид внутренних планет Солнечной системы.

Второй вариант не требует поддержки с Земли. Элементы орбит однократно вычисляются на среднюю дату полёта, при этом время миссии КА ограничено сроком, в течение которого кеплеровские элементы орбит обеспечивают надлежащую точность навигации. Это потребует предварительного отбора навигационных астероидов.

Последний вариант — прямой расчёт траекторий движения астероидов с учётом гравитационных возмущающих сил от больших планет Солнечной системы, наиболее крупных спутников планет и астероидов, сжатия Солнца и релятивистских эффектов, по одной из современных эфемерид: DE403—DE432 [Standish, Willams, 2013] или EPM87—ERM2011 [Питьева, 2013].

Другая сложность заключается в том, что основная масса астероидов будет выглядеть с борта КА как достаточно тусклые объекты, положение которых необходимо с высокой точностью определять на фоне звёзд. При этом большое число навигационных объектов позволяет с большей точностью определять положение КА, так как в этом случае можно отбирать наиболее яркие или наиболее близкие к КА объекты. С другой стороны, для отождествления и определения координат навигационных объектов потребуется каталог звёзд, блеск которых сравним с блеском объектов. Объём звёздного каталога будет расти экспоненциально с увеличением предельной звёздной величины.

2. ОЦЕНКА ТОЧНОСТИ ЛОКАЛИЗАЦИИ ПРОСТРАНСТВЕННОГО ПОЛОЖЕНИЯ АСТЕРОИДА

Оценка точности определения пространственного положения астероидов проводилась с помощью программного комплекса «ИДА» [Быкова и др., 2012] следующим образом. Для выбранного астероида по всему массиву его оптических наблюдений (при этом часть наблюдений отсеивалась по правилу «трёх сигм») методом наименьших квадратов находились его пространственное положение и скорость на начало 2013 г., а также вычислялись ошибки определения этих параметров. Далее, на основе полученной в результате улучшения ковариационной матрицы, генерировалось семейство 1000 тестовых частиц, распределённых по нормальному закону. Для построенного семейства определялись траектории с помощью интегрирования методом Эверхарта [Авдюшев, 2010] уравнений движения астероида с учётом возмущений от больших планет, Плутона, Луны, Цереры, Паллады, Весты и релятивистских эффектов от Солнца. Интегрирование велось на интервале времени 2013—2043 гг. Для этого семейства орбит определялось максимальное отклонение положений тестовых частиц от астероида на номинальной орбите (полученной в результате улучшения), которое и считалось погрешностью задания пространственного положения астероида.

Для моделирования были выбраны следующие 5 объектов: 208 Лакримоза, 279 Тул, 1248 Югурта, 1600 Высоцкий и 3375 Эми. Согласно расчётам погрешность положения этих астероидов в пространстве на интервале с 2013 по 2043 г. составляет примерно 300 км. Вероятно, специальным отбором астероидов для целей навигации эту погрешность можно уменьшить примерно в 2 раза, т.е. до 150 км.

3. ТОЧНОСТЬ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПОЛОЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПО АСТЕРОИДАМ

Погрешность определения положения КА по наблюдениям астероидов складывается из двух частей. Первая — погрешность эфемерид астероидов Δx_1 (см. разд. 2). Будем полагать её равной 300 км для произвольных астероидов и 150 км для «точных» астероидов, отобранных для навигации.

Вторая, связанная с погрешностью измерения видимого положения астероида, описывается следующей формулой:

$$\Delta x_2 = (730 \text{ км}) \left(\frac{d\theta}{1 \text{ угл.с}} \right) \left(\frac{d}{1 \text{ а.е.}} \right), \quad (1)$$

где $d\theta$ — угловая погрешность определения видимого положения; d — расстояние от астероида до КА. Тогда полная погрешность выражается следующим образом:

$$\Delta x = \sqrt{\Delta x_1^2 + \Delta x_2^2}. \quad (2)$$

Погрешность измерения видимого положения астероида в видимом диапазоне зависит от его видимой величины и экспозиции.

Из этих формул вытекает, что при умеренной (0,1 угл.с) точности определения видимого положения астероида $\Delta x_2 < \Delta x_1$ до расстояний 2 а.е., а для высокой точности (0,01 угл.с) — до расстояний 20 а.е., т.е. в пределах всей Солнечной системы. Это означает, что снижать погрешность измерения видимого положения существенно ниже 0,1 угл.с не требуется. При этом точность определения положения КА в пространстве будет составлять примерно 150 км.

4. АНАЛИЗ ПЛОТНОСТИ АСТЕРОИДОВ

Карты плотности астероидов (рис. 1–8) характеризуют видимое распределение астероидов для КА на заданном расстоянии от Солнца до заданной предельной видимой звёздной величины на небесной сфере. Для их построения вычисляются общее число видимых астероидов, число астероидов на квадратный градус и некоторые статистические данные.

Карты плотности астероидов строились следующим образом. В качестве системы координат была выбрана эклиптическая система координат, связанная с КА. За точку отсчёта долгот было принято видимое с борта КА положение Солнца. Карты составлялись для диапазона долгот $\lambda \in [0^\circ, 360^\circ]$ и широт $\beta \in [-60^\circ, +60^\circ]$ с равномерным шагом в 5° по широте и долготе. На каждый момент времени для каждой ячейки определялось видимое число астероидов до 12–17-й звёздной величины. Было проведено усреднение 122 карт, построенных с интервалом 30 дней для движения КА по круговой орбите в плоскости эклиптики. В результате для каждой ячейки карты было вычислено среднее число астероидов, соответствующее каждой предельной звёздной величине, и определена дисперсия.

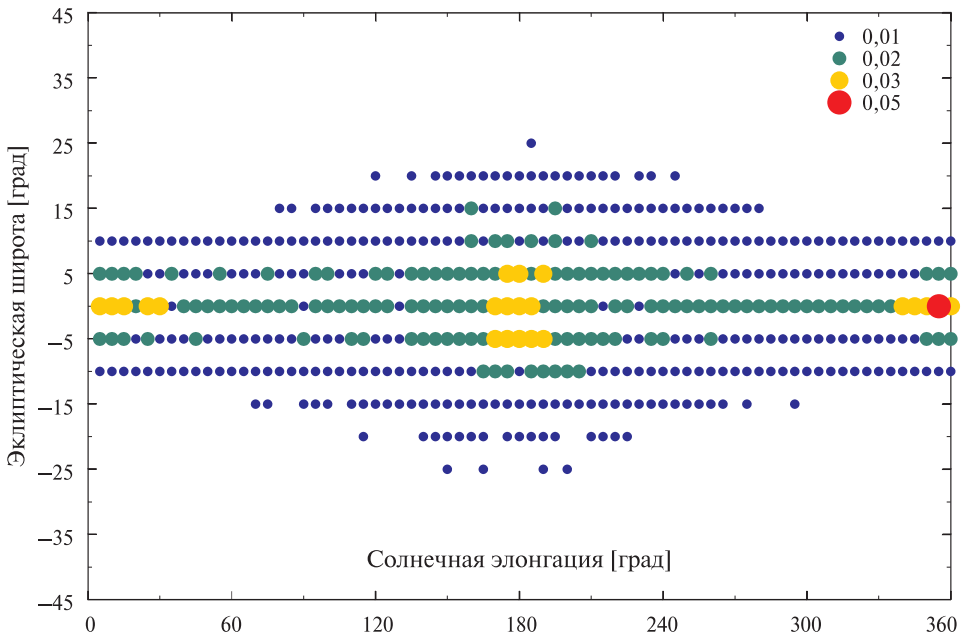


Рис. 1. Средняя плотность астероидов до 13^m, наблюдаемая с борта КА на орбите Земли (1 а. е. от Солнца). Здесь и далее (рис. 2–8): карта построена в координатах элонгация (элонгация — разность эклиптической долготы объекта и Солнца) — эклиптическая широта. Цвет обозначает среднюю плотность астероидов на квадратный градус в области 5×5°

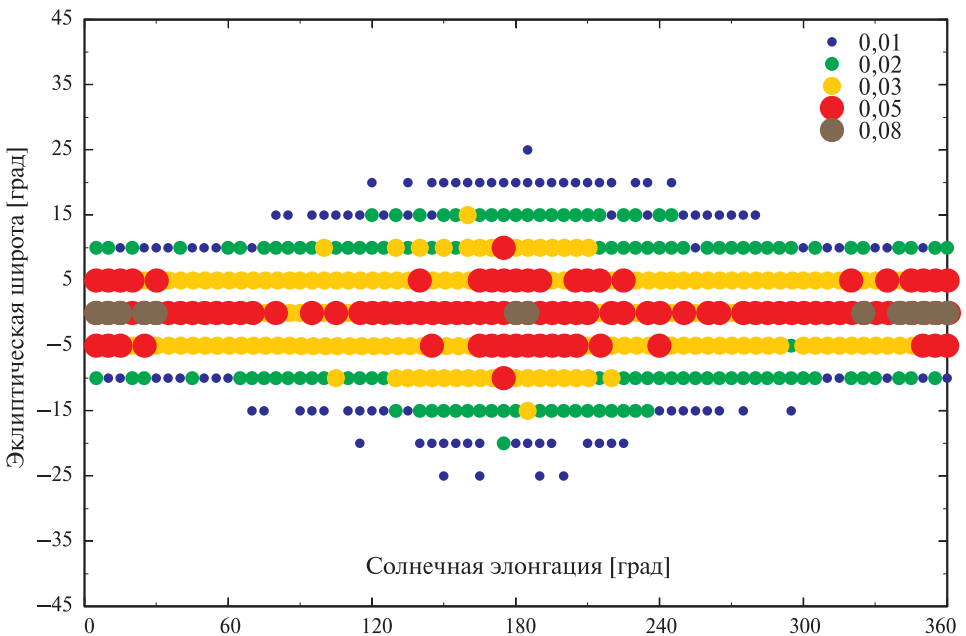


Рис. 2. Средняя плотность астероидов до 14^m, наблюдаемая с борта КА на орбите Земли (1 а. е. от Солнца)

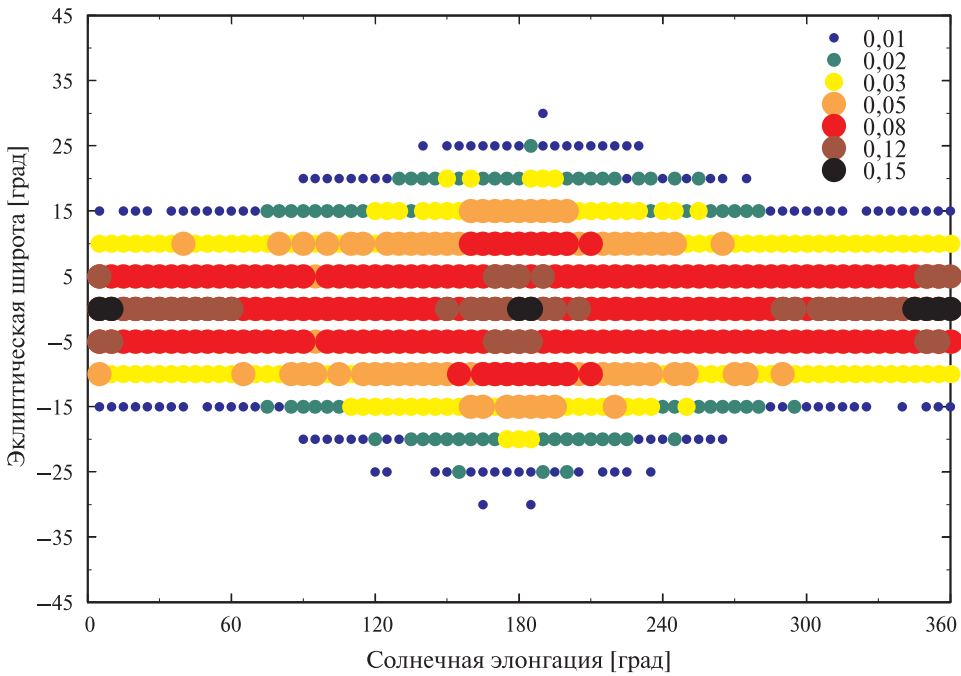


Рис. 3. Средняя плотность астероидов до 15^m , наблюдаемая с борта КА на орбите Земли (1 а. е. от Солнца)

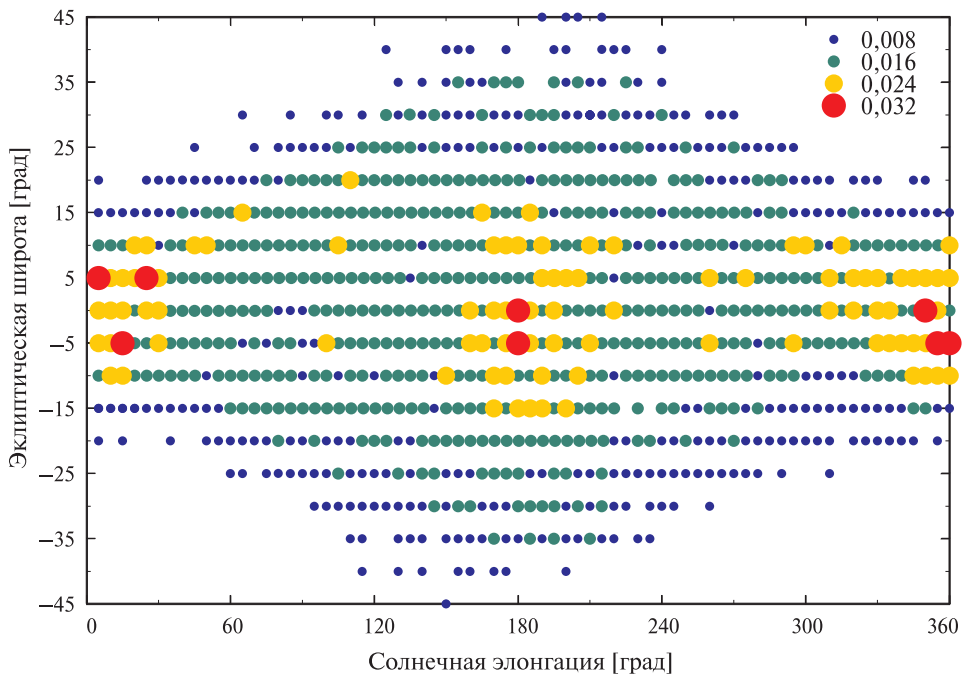


Рис. 4. Средняя плотность астероидов до 14^m , наблюдаемая с борта КА на внутренней границе главного пояса астероидов (1,85 а. е. от Солнца)

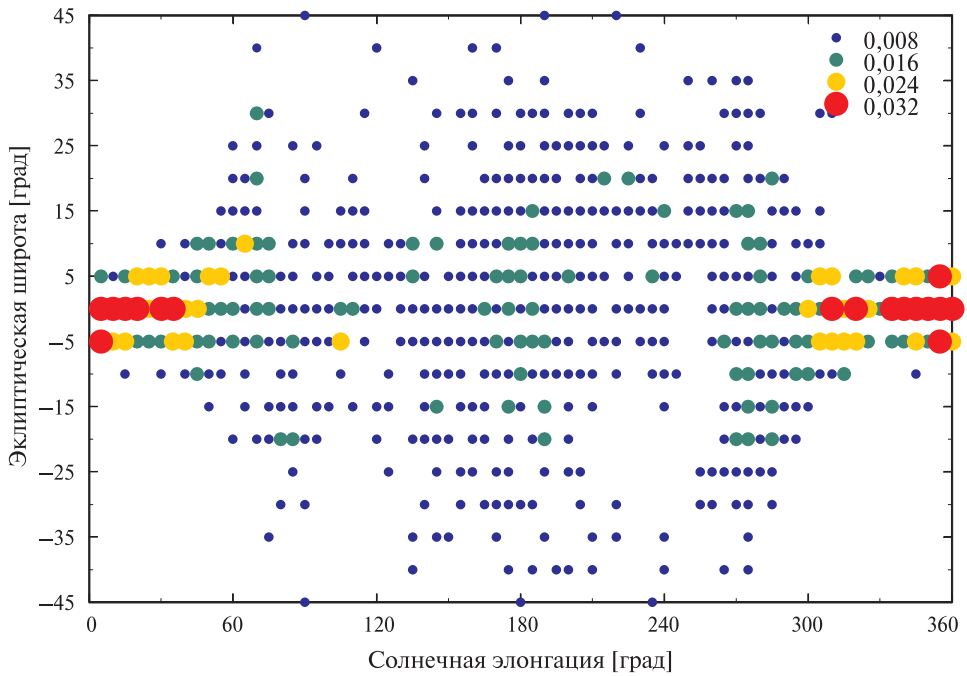


Рис. 5. Средняя плотность астероидов до 15^m , наблюдаемая с борта КА на внутренней границе главного пояса астероидов (1,85 а. е. от Солнца)

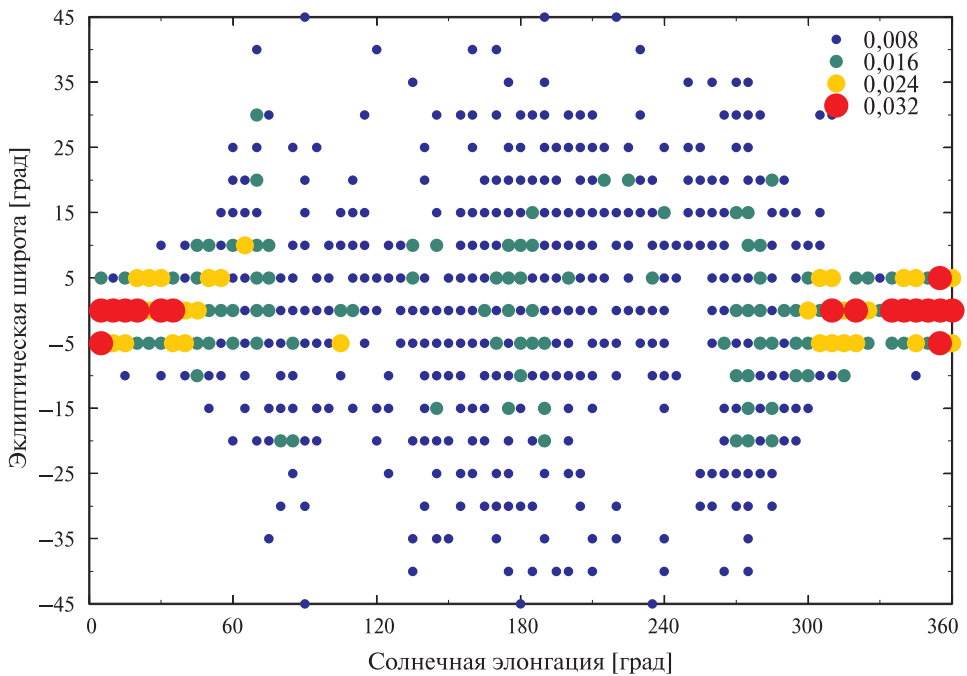


Рис. 6. Средняя плотность астероидов до 14^m , наблюдаемая с борта КА из внутренней части главного пояса астероидов (2,90 а. е. от Солнца)

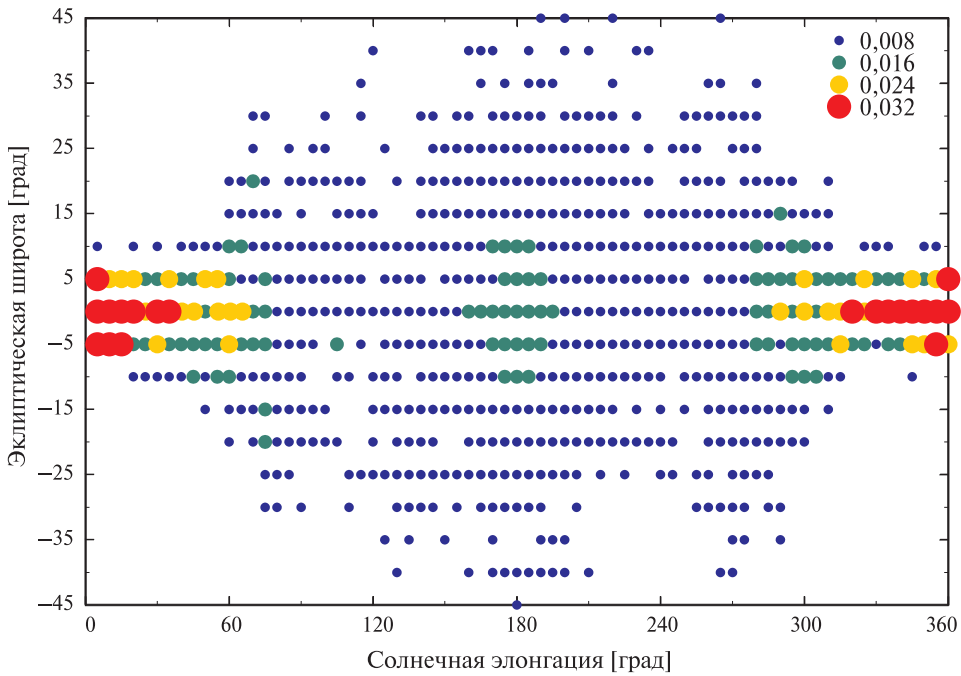


Рис. 7. Средняя плотность астероидов до 15^m , наблюдаемая с борта КА из внутренней части главного пояса астероидов (2,90 а. е. от Солнца)

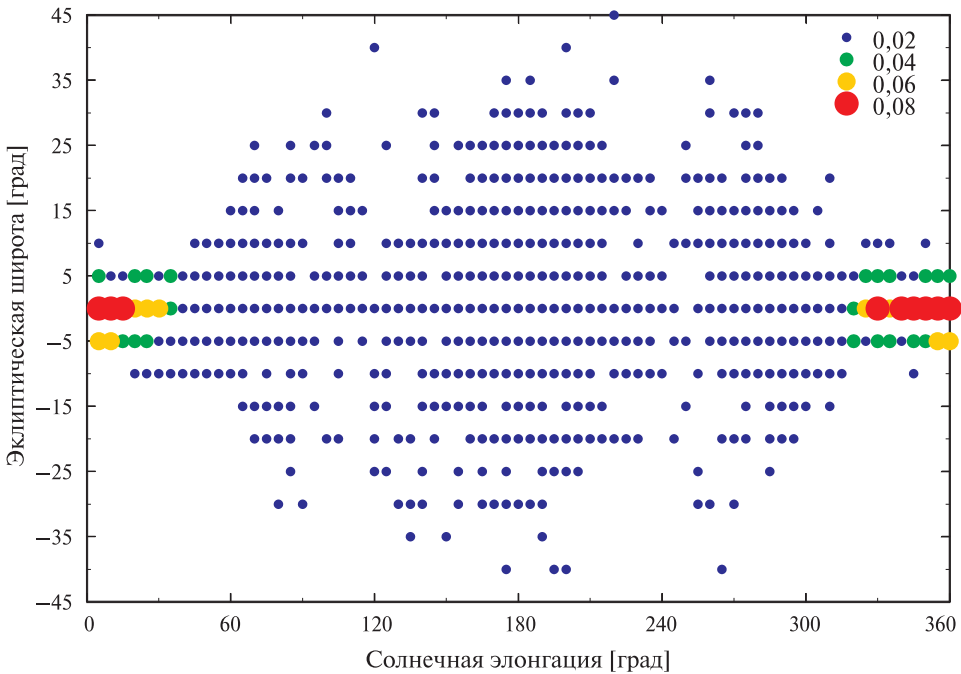


Рис. 8. Средняя плотность астероидов до 15^m , наблюдаемая с борта КА на внешней границе главного пояса астероидов (4,27 а. е. от Солнца)

Оценим возможность навигации по астероидам на разных расстояниях от Солнца. Проследим, как изменяется плотность астероидов в зависимости от радиуса орбиты КА и видимой звёздной величины астероида.

На рис. 1–3 приведены построенные карты плотности астероидов, для КА на земной орбите. Центр карты соответствует антисолнечной точке. Линия нулевой эклиптической широты — линия эклиптики. На картах показана плотность астероидов, усреднённая по клетке $5 \times 5^\circ$.

На орбите Земли в ячейку размером $5 \times 5^\circ$ в плоскости эклиптики попадает в среднем менее одного объекта ярче 13^m , менее двух объектов ярче 14^m , 3–4 — 15^m , и наконец, порядка 10 — 16^m . Максимум плотности астероидов наблюдается в антисолнечном направлении. Картина качественно одинакова для всех планет земной группы: для Венеры и Меркурия плотность чуть ниже, для Марса — чуть выше (на 10...15 %). Плотность астероидов ярче 13^m для планет земной группы одинакова.

Это объясняется тем, что внутри марсианской орбиты находится лишь несколько десятков астероидов с абсолютной звёздной величиной меньше 17^m . На рис. 1–4 показаны карты для орбиты Земли для разных предельных звёздных величин.

Для КА на внутренней границе главного пояса астероидов ($a = 1,85$ а.е.) плотность астероидов вблизи эклиптики существенно не изменяется, но общее их число увеличивается вследствие появления астероидов на широтах в диапазоне $\beta \in [-40^\circ, -20^\circ] \cup [20^\circ, 40^\circ]$. Это связано с тем, что, во-первых, орбита астероида проходит непосредственно вблизи основной массы пояса астероидов, а, во-вторых, орбиты многих астероидов имеют большой наклон. Одновременно возрастает число астероидов в солнечном направлении (см. рис. 4 и 5).

Для КА внутри пояса астероидов ($a = 2,90$ а.е.) плотность астероидов $15\text{--}17^m$ возрастает в 3–4 раза по сравнению с внутренней границей пояса и достигает максимального значения (см. рис. 6 и 7). Максимум плотности лежит на небольших угловых расстояниях от Солнца, где их наблюдение осложняется засветкой и высоким уровнем фона неба.

Вне орбиты КА, движущегося на внешней границе пояса астероидов ($a = 4,27$ а.е.), объектов очень мало, поэтому почти все яркие астероиды видны вблизи Солнца, и возможность навигации вызывает сомнение (см. рис. 8). Аналогичная картина наблюдается и на орбите Юпитера ($a = 5,20$ а.е.).

Ещё дальше от Солнца, у Сатурна и Нептуна, плотность видимых астероидов ещё сильнее уменьшается. Приближение к поясу Койпера не меняет ситуацию, так как транснептуновые объекты оказываются слишком тусклыми для наблюдений.

5. ОБСУЖДЕНИЕ

Обсудим следующие вопросы: выбор предельной видимой звёздной величины для навигационных объектов, возможность использования для неподвижной (неповоротной) оптической системы, параметры этой системы и звёздный каталог.

Неподвижный (неповоротный) датчик гораздо проще по конструкции и обладает более высокой надёжностью из-за отсутствия подвижных частей.

Проведём оценку предельной звёздной величины звёздного каталога, который необходим для навигации внутри пояса астероидов. Для этого рассмотрим только те астероиды, которые находятся от КА не дальше чем на одну астрономическую единицу. Оптическая система неподвижного датчика может быть направлена произвольно* или в плоскости эклиптики**. В поле зрения неподвижного прибора должен попадать хотя бы один навигационный объект. Отметим, что чем шире поле зрения, тем ниже точность определения координат звёзд и объектов [Прохоров и др., 2013]. Для субсекундных координатных измерений ширина поля зрения вряд ли будет превышать 1° (см., например, [Стеколыщиков и др. 2013]). В этом случае использовать неповоротную оптическую систему с произвольной ориентацией невозможно, а система, направленная в плоскости эклиптики, будет надёжно работать при плотностях звёзд выше 2-3 на квадратный градус. Из рисунков видно, что такие плотности вдоль всей эклиптики не достигаются ни в одной области Солнечной системы. Следовательно, неподвижные системы для навигации по астероидам не пригодны.

Для поворотной оптической системы достаточно наличия двух подходящих навигационных объектов на небесной сфере. При этом можно обойтись одной оптической системой, которая будет измерять навигационные объекты по очереди. Одновременно, можно для наблюдений выбирать оптимальные навигационные объекты, сочетающие высокую яркость с близостью к КА.

Для планет земной группы поворотный датчик может работать по астероидам 14^m , а возможно, и 13^m , на внутренней границе и внутри пояса астероидов — по 14^m – 15^m . Поскольку экспозиция может быть достаточно длительной, для регистрации таких объектов не потребуются оптической системы большого диаметра [Прохоров и др., 2013].

На выбор ширины поля зрения влияют следующие соображения:

- при одной и той же матрице приёмника излучения, чем больше фокусное расстояние (т. е. чем уже поле зрения), тем выше точность определения координат;
- в поле зрения должны попадать несколько звёзд той же величины или ярче, чем навигационный объект;
- система поворота оптической системы должна иметь погрешность наведения, в несколько раз меньшую ширины поля зрения.

Минимальная плотность звёзд ярче 13^m на небе составляет 47 на квадратный градус, 14^m — 90, 15^m — 180. Таким образом, для нахождения в поле зрения не менее 10 звёзд 13^m достаточно поля зрения шириной $0,5^\circ$, а для 14^m – 15^m , соответственно, $1/3$... $1/4^\circ$. При такой ширине поля зрения последнее возражение оказывается несущественным.

Вопрос о возможности навигации по астероидам за внешней границей главного пояса астероидов требует дополнительного исследования.

Оценим объём каталога звёзд. На небесной сфере звёзд ярче 13^m около 5,7 млн, 14^m и 15^m , соответственно, около 12 и 27 млн. Это очень большие объёмы данных. Объём каталога можно уменьшить, если вести измерения

* Исключая близкие окрестности Солнца.

** Постоянно такая ориентация возможна не для всех типов КА.

астероидов только вблизи плоскости эклиптики, например, в полосе $\pm 5^\circ$. Площадь этой полосы около 3600° , что составляет примерно 8,7 % площади небесной сферы.

Следует заметить, что координаты с погрешностью меньше 0,1 угл. с сегодня имеют (массово) только звёзды ярче 11^m – 12^m (полученные в эксперименте HIPPARCOS (High Precision Parallax Collecting Satellite — высокоточный спутник для сбора параллаксов»; название созвучно с именем древнегреческого астронома Гиппарха; *др.-греч.* Ἰππάρχος. URL: <http://www.rssd.esa.int/index.php?project=HIPPARCOS&page=Overview>). Точность определения координат интересующих нас звёзд 13^m – 15^m для навигации непригодна. Возможно, ситуация изменится в результате начатого в этом году космического эксперимента GAIA [Perryman, 2005], в котором должны быть с миллиардсекундными точностями измерены координаты звёзд, по крайней мере, до 17^m .

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Навигация по астероидам возможна вплоть до внешней границы главного пояса астероидов. Ожидаемая погрешность определения пространственного положения КА составляет 150 км. Для этого необходима поворотная оптическая система с полем зрения $1/2 \dots 1/4^\circ$, обеспечивающая погрешность определения координат звёзд и астероидов до 13^m – 15^m порядка 0,1...0,01 угл. с.

Возможность такой навигации между поясом астероидов и Юпитером требует дополнительного исследования. Навигация за орбитой Юпитера, по видимому, невозможна.

ЛИТЕРАТУРА

- [Авдюшев, 2010] *Авдюшев В. А.* Интегратор Гаусса-Эверхарта // Вычисл. технологии. 2010. Т. 15. № 4. С. 31–47.
- [Быкова и др., 2012] *Быкова Л. Е., Галушина Т. Ю., Батулин А. П.* Прикладной программный комплекс «ИДА» для исследования динамики астероидов // Известия ВУЗов. Физика. 2012. Т. 55. № 10/2. С. 89–96.
- [Питьева, 2013] *Питьева Е. В.* ЕРМ2011 — обновлённые планетные эфемериды ИПА РАН и их использование для научных исследований // Астрономич. вестн. 2013. Т. 47. № 5. С. 419–435.
- [Прохоров и др., 2013] *Прохоров М. Е., Захаров А. И., Тучин М. С.* Расчёт оптимальных характеристик оптической системы и матричного приёмника излучения звёздного датчика ориентации по его тактико-техническим характеристикам // 3-я Всерос. научно-технич. конф. «Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов». Россия, Таруса, 10–13 сент. 2012: сб. тр. / Под ред. Г. А. Аванесова. 2013. № 13. С. 80–90. Сер. «Механика, управление и информатика». URL: <http://www.iki.rssi.ru/books/2013avanesov.pdf>.
- [Стекольников и др., 2013] *Стекольников О. Ю., Захаров А. И., Прохоров М. Е.* Конструктивные особенности узкопольного звёздного датчика ГАИШ МГУ с зеркальным объективом // 3-я Всерос. научно-технич. конф. «Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов». Россия, Таруса, 10–13 сент. 2012: сб. тр. / Под ред. Г. А. Аванесова. 2013. № 13. С. 69–79.

Сер. «Механика, управление и информатика». URL: <http://www.iki.rssi.ru/books/2013avanesov.pdf>.

- [Bowell et al., 1994] *Bowell E., Muinonen K., Wasserman L. H.* A public-domain asteroid data base // *Asteroids, Comets, Meteors: Asteroids, Comets, Meteors 1993: Proc. IAU Symp. 160* / Eds. Milani A., di Martino M., Cellino A. 1994. P. 477–481.
- [Perryman, 2005] *Perryman M. A. C.* Overview of the Gaia Mission // *Proc. Gaia Symposium “The Three-Dimensional Universe with Gaia”* / Eds. C. Turon, K. S. O’Flaherty, M. A. C. Perryman. ESA SP-576. 2005. P. 15–22.
- [Riedel et al., 2000] *Riedel J. E., Bhaskaran S., Desai S., Han D., Kennedy B.* et al. Using Autonomous Navigation for Interplanetary Missions: The Validation of Deep Space 1 Autonav // *IAA-L-0807. 4th Intern. Conf. Low-Cost Planetary Missions*. Laurel. Maryland. 2000. P. 1–10.
- [Standish, Willams, 2013] *Standish E. M., Willams J. G.* Orbital Ephemerides of the Sun, Moon, and Planet // *Explanatory Supplement to the Astronomical Almanac. 3rd Ed.* / Eds. S. E. Urban, P. K. Seidelmann. USA: University Science Book. 2013. Ch. 8. P. 305–346.

THE POSSIBILITY OF SPACECRAFT AUTONOMOUS NAVIGATION BY ASTEROIDS IN DEEP SPACE

M. G. Nickiforov¹, A. I. Zakharov¹, M. E. Prokhorov¹, T. Yu. Galushina², A. O. Zhukov²

¹ Sternberg Astronomical Institute of Lomonosov Moscow State University (SAI MSU)

² Scientific Research Institute of Applied Mathematics and Mechanics (NII PMM) of National Research Tomsk State University (TSU)

Navigation is determination of spacecraft (SC) spatial position. One method of autonomous navigation is the measurement from the board of SC apparent position of preselected asteroids. If we know the position of the object in space (from ephemeris) and its apparent position (as measured on SC), we can define the ray where the SC observed object in a position coinciding with the visible. The observation of two objects gives two rays, the intersection of this rays defines the spatial position of SC.

Distribution of asteroids in the Solar system is substantially non-uniform, so this method of navigation is effective not everywhere.

Keywords: Interplanetary navigation, autonomous navigation, asteroids, parallax.

Nickiforov Mikhail Gennadievich — scientist, PhD

Zakharov Andrey Igorevich — scientist, zakh@sai.msu.ru

Prokhorov Mikhail Eugenyevich — head of a laboratory, doctor of physico-mathematical sciences, assistant professor, mike.prokhorov@gmail.com

Galushina Tatiana Yurievna — senior scientist, PhD

Zhukov Aleksandr Olegovich — senior scientist, doctor of technical sciences, associate professor, aozhukov@mail.ru

ГРУБАЯ ОЦЕНКА МЕСТНОЙ ВЕРТИКАЛИ И РАДИУСА ЗЕМЛИ В ЗАДАЧЕ КОРРЕЛЯЦИОННО-ЭКСТРЕМАЛЬНОЙ НАВИГАЦИИ ПО ИЗОБРАЖЕНИЮ ЗЕМЛИ

В. А. Гришин

Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН)

В поисковых корреляционно-экстремальных навигационных системах необходимо задавать начальный вектор параметров, который используется в качестве стартовой точки для поиска экстремума. На величину допустимых ошибок вектора начальных параметров накладывается условие сходимости корреляционно-экстремального алгоритма к истинным координатам объекта. В данном случае начальный вектор параметров включает координаты центра Земли на наблюдаемом изображении и радиус видимого диска Земли. В статье рассмотрен алгоритм, позволяющий получить такие оценки.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (проект № 12-08-00863-а).

Ключевые слова: начальный вектор параметров корреляционно-экстремального алгоритма, оценка положения центра Земли и радиуса наблюдаемого изображения Земли.

ВВЕДЕНИЕ

Датчики местной вертикали находят достаточно широкое применение. В-первых, это системы ориентации космических аппаратов (КА) [Phenneger, 1985]. Обычно такие датчики работают в инфракрасном (ИК) диапазоне. Кроме того, указанные датчики находят применение в системах угловой стабилизации беспилотных летательных аппаратов. В этом случае к точности датчиков не предъявляется высоких требований. Проводились также эксперименты по использованию датчиков вертикали для коррекции уходов инерциальных навигационных систем. Датчики местной вертикали могут быть также использованы при решении навигационных задач в сочетании со звёздными датчиками при наличии точного времени на борту. При этом, в отличие от спутниковых навигационных систем, достигается очень высокая устойчивость к искусственным помехам. К сожалению, только в отдельных участках ИК-диапазона возможно реальное наблюдение линии горизонта как границы между поверхностью Земли и атмосферой, что в принципе позволяет существенно увеличить точность оценки местной вертикали и, соответственно, точность навигации. Однако необходимость охлаждения матриц до достаточно низких температур, невысокое по сравнению с видимым диапазоном разрешение матриц, большая стоимость, габариты и масса препятствуют реализации таких систем. Всё это стимулирует исследования возможностей работы навигационных приборов в видимом и ближнем ИК-диапазонах [Meller, 2000]. Следует, однако, отметить, что в этом случае затухание и рассеивание излучения в атмосфере настолько велики, что делают невозможным наблюдение реальной линии горизонта, а то, что воспринимается как линия

горизонта, формируется вследствие контраста между различными слоями атмосферы. Это порождает ошибки оценивания вертикали, обусловленные неравномерностью засветки атмосферы из-за того, что угол между направлением на Солнце и на камеру постоянно меняется при вращении Земли и перемещении КА.

В этих условиях возможно повышение точности навигации с применением корреляционно-экстремальных методов навигации по изображению Земли. В настоящее время получили развитие методы геодезической привязки изображений, полученных со спутников, находящихся на геостационарной орбите, при использовании электронных карт [Егошкин, 2009]. Аналогично может быть решена задача определения текущего положения КА [Гришин, 2014]. Как уже отмечалось, оценка местной вертикали и видимого радиуса Земли в этом случае используется только для того, чтобы обеспечить безусловное попадание в область сходимости корреляционно-экстремальных алгоритмов. Поэтому указанные оценки могут быть достаточно грубыми.

ПРОБЛЕМЫ ПРИ ОПРЕДЕЛЕНИИ МЕСТНОЙ ВЕРТИКАЛИ

Задача определения местной вертикали существенно осложняется тем, что Солнце может освещать только часть диска Земли. В экстремальных случаях может наблюдаться только узкий «серп».

Преобразование Хафа не очень подходит для определения радиуса и центра диска Земли в силу того, что требуется вычислять градиент яркости, а край видимого диска Земли расплывается из-за наличия атмосферы, т.е. придётся использовать дифференциальные операторы, более или менее согласованные с таким характером изменения яркости, а это матрицы с размером, заметно превышающим 3×3 . Далее, чтобы строить прямые в аккумуляторном массиве, также требуется довольно много операций. Предварительные эксперименты с двумя методами поиска центра дуги (метод Хафа и метод хорд) показали, что для надёжной работы алгоритмов *крайне желательно* использовать информацию о положении Солнца. При этом расчёт делается на основании точного времени и априорных (имеющих невысокую точность) данных о положении космического аппарата, что позволяет определить ориентацию «серпа», перепад яркости вдоль его границ. После этого рассчитываются положение центра диска Земли и его радиус. На рис. 1 приведены сезонные изменения изображений Земли в дни, соответствующие дням солнцестояния и равноденствия. Даже в полдень яркость поверхности Земли заметно изменяется по площади видимого земного диска в зависимости от сезона. Что же касается восхода и захода, то в этом случае получение устойчивых оценок радиуса и положения центра диска Земли проблематично без использования информации о положении Солнца.

Для расчёта положения Солнца над горизонтом была написана соответствующая программа. Правильность расчёта юлианской даты проверялась при помощи калькулятора (<http://aa.usno.navy.mil/data/docs/JulianDate.php#cal>). Для проверки правильности расчёта азимута и высоты Солнца над горизонтом использовался калькулятор (<http://www.esrl.noaa.gov/gmd/grad/solcalc/azel.html>). Погрешность программы в основном не превосходила 0,01 град, что более чем достаточно для наших целей.

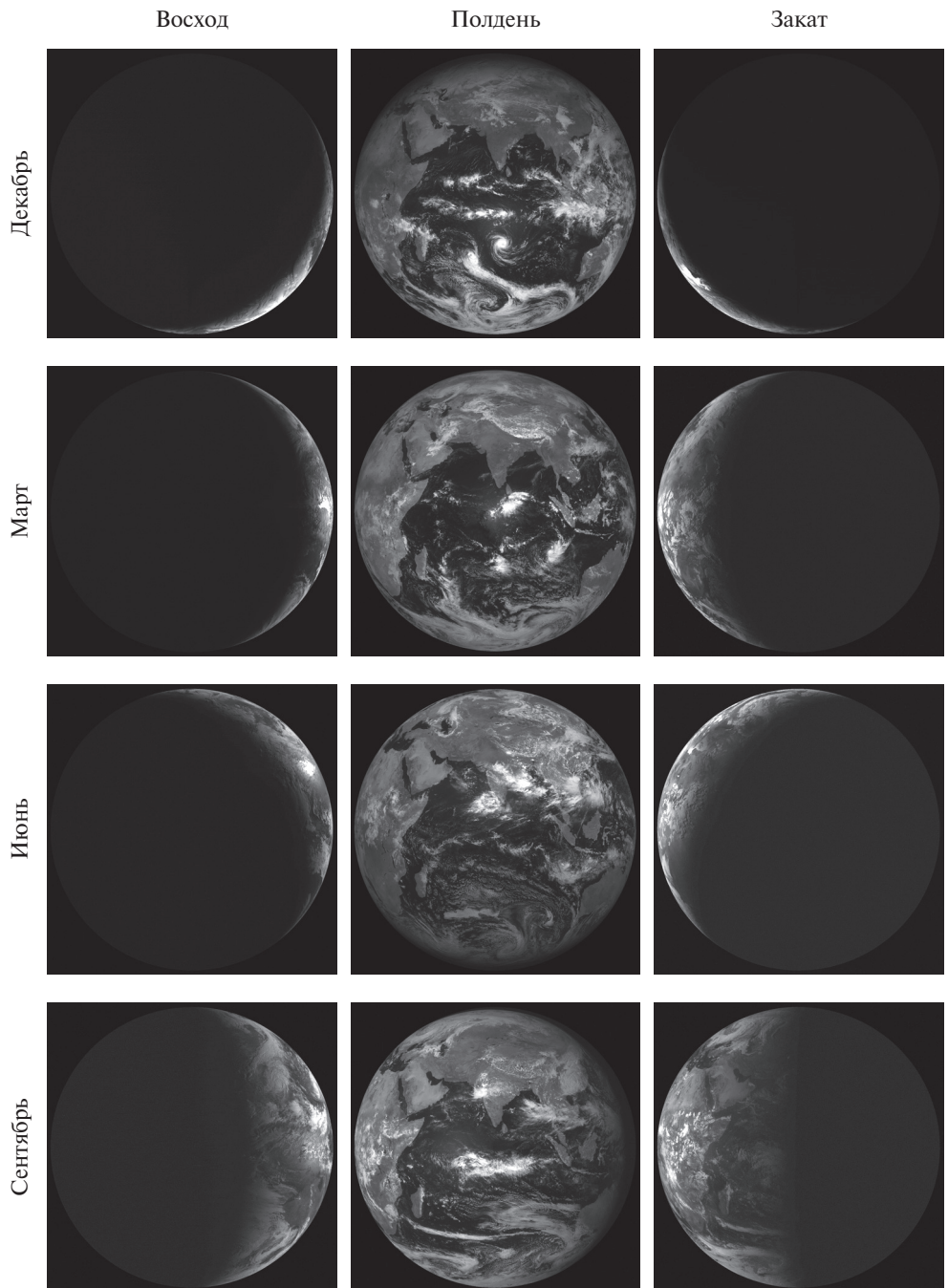


Рис. 1. Вид Земли при различных условиях освещения

ПОДГОТОВКА ИСХОДНЫХ ДАННЫХ И МОДЕЛИРОВАНИЕ АЛГОРИТМА

Было рассмотрено два источника информации для отработки алгоритма оценки местной вертикали и радиуса Земли. В качестве основного источника видовой информации был использован сайт, на котором выкладывались снимки со спутника «Электро-Л» (http://www.ntsomz.ru/electro/source_images). Поскольку размеры файлов были довольно велики (11 136×11 136), то изображения уменьшались до размера 1000×1000 пикс и преобразовывались в монохромный bmp-формат. Использовались изображения, снятые в третьем диапазоне — 0,8...0,9 мкм. Изображения со спутника «Электро-Л» имеют одну интересную особенность: в области изображения, которая не освещена Солнцем (находится в глубокой тени), яркость не равна нулю, или шуму, а соответствует некоторой постоянной положительной величине. Кроме того, на изображения наложена маска, и детальный анализ последовательностей снимков показал, что маска накладывается со сдвигом, изменяющимся от снимка к снимку, да и само изображение Земли достаточно заметно перемещается между отдельными парами кадров, т.е. метрологические свойства указанных изображений не позволяют получить точные оценки ошибок алгоритмов расчёта местной вертикали и видимого радиуса Земли. Ещё одна проблема заключается в том, что маска в значительной степени закрывает лимб Земли, т.е. видимый светящийся ореол, окружающий изображение диска Земли. Это, в свою очередь, затрудняет отработку алгоритмов, поскольку условия работы по таким изображениям существенно отличаются от реальных изображений. Дело в том, что тангенциальные вариации яркости изображения Земли с наложенной маской существенно превышают тангенциальные вариации яркости лимба Земли, наблюдаемые без наложения маски.

В качестве второго источника видовой информации рассматривался сайт <ftp://goes.gsfc.nasa.gov/pub/goeseast/fulldisk/fullres/vis/>. На эти изображения также накладывается маска. Но на некоторых изображениях маска оказывается квадратной... При этом, как правило, с двух-трёх сторон диска Земли срезается по несколько строк и столбцов. Если рассмотреть изображение на уровне шумов, то квадратная форма маски явно просматривается на некоторых (хотя и не на всех) изображениях. На этих изображениях шумы отсутствуют, что заставляет предположить, что на них накладывалась также и круглая маска. Поскольку архив изображений, полученных со спутника «Электро-Л», был существенно более полон, использовались изображения с этого спутника.

Как следует из отчёта [Szantai, 2011], проблемы с наложением маски характерны практически для всех изображений полного диска Земли, полученных с геостационарных спутников. В работе [Aksakal, 2013] проведено исследование точности съёмки с геостационарных спутников Meteosat-8 камерой SEVIRI. Исследования показали не слишком высокие метрологические характеристики снимков.

Для оценки характеристик алгоритмов на изображения была наложена ещё одна маска с *точно известными параметрами*. Параметры маски подбирались таким образом, чтобы не было значительного ухудшения условий работы алгоритмов в тех случаях, когда вместо диска Земли виден только очень узкий «серп». При неудачной маске «серп» может распасться на несколько несвязанных компонентов.

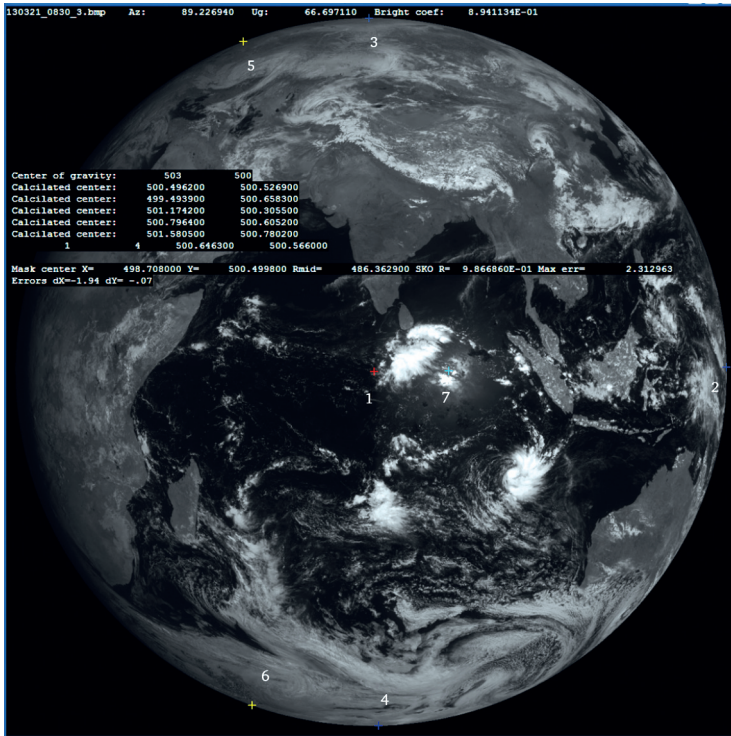


Рис. 2. Пример работы алгоритма грубого поиска

Алгоритм работает следующим образом. Расчёт начинается с определения центра яркости изображения — точка 1 на рис. 2. На восходе и закате данная точка находится очень далеко от реального центра Земли. Далее, для подспутниковой точки (координаты которой приблизительно известны) рассчитывается азимут и угол возвышения Солнца над/под горизонтом. Для полученного азимута из центра яркости изображения строится точка пересечения вектора с линией горизонта — точка 2. От этого азимута строятся в направлениях $+90^\circ$ и -90° ещё два луча, дающие дополнительно две точки пересечения с горизонтом — 3 и 4. По трём точкам строятся две хорды, по которым рассчитывается оценка положения центра Земли и её радиуса. Для полученных оценок рассчитываются точки пересечения линии терминатора с линией горизонта — точки 5 и 6. В этих пределах строятся дополнительные лучи. В экспериментах использовался набор из 11 лучей. Очевидно, что, используя большее количество лучей, можно получить более точные и устойчивые оценки, имеющие, однако, и большую вычислительную сложность.

Расчёт точек пересечения линии терминатора с линией горизонта производится по следующим формулам: φ — угол между местной вертикалью и направлением на горизонт, $\varphi = \arcsin \frac{R}{R+h}$; m — радиус основания конуса, лежащего на линии горизонта, $m = \sin(\varphi) \sqrt{(R+h)^2 - R^2}$; a — расстояние от центра основания конуса до центра Земли, $a = R+h - \cos(\varphi) \sqrt{(R+h)^2 - R^2}$;

l — расстояние от середины отрезка, соединяющего точки пересечения линии терминатора с окружностью, лежащей в основании конуса, до его центра, $l = a \cdot \operatorname{tg}(\alpha)$; γ — угол между азимутом Солнца и точками пересечения линии терминатора с окружностью линии горизонта, $\gamma = 180^\circ - \arccos\left(\frac{l}{m}\right)$.

В формулах R — радиус Земли; h — высота КА над поверхностью Земли; α — высота Солнца над горизонтом.

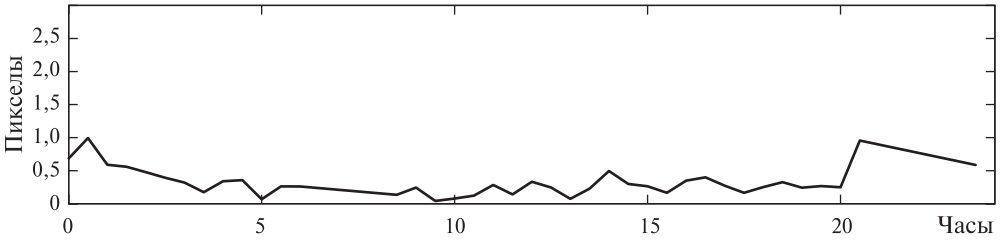


Рис. 3. Смещение центра диска 21 мая

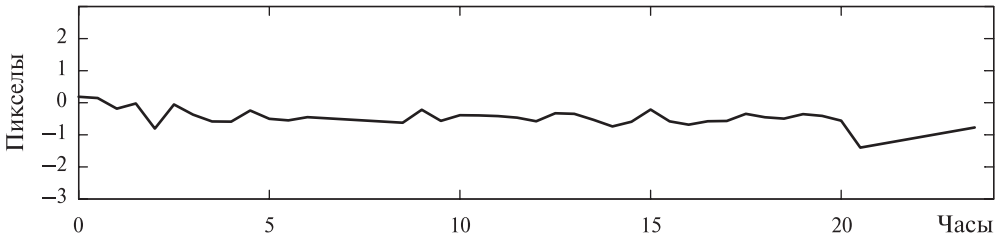


Рис. 4. Ошибка оценивания радиуса 21 мая

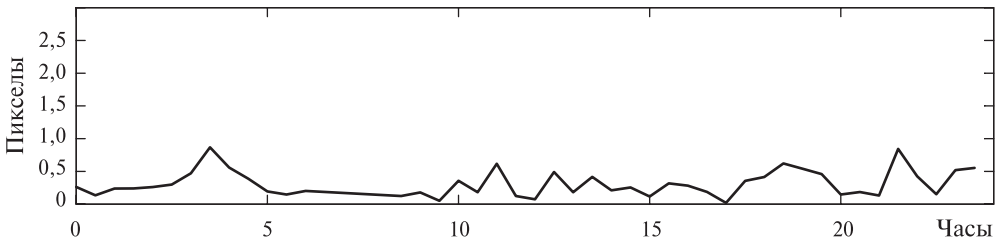


Рис. 5. Смещение центра диска 22 июня

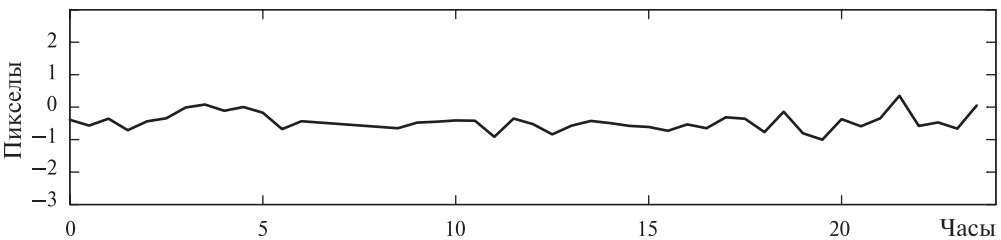


Рис. 6. Ошибка оценивания радиуса 22 июня

Дополнительно рассчитывается положение солнечного блика (точка 7 на рис. 2) путём итерационного решения уравнения:

$$2\beta + \arctan\left(\frac{R \sin(\beta)}{R + h - R \cos(\beta)}\right) = 90^\circ - \alpha.$$

Здесь β — угол между направлением из центра Земли на КА и в точку, где наблюдается блик. Положение солнечного блика используется для исключения лучей, проходящих в окрестности блика.

Данные формулы являются приближёнными в том смысле, что они не учитывают влияние атмосферы на распространение излучения. Учёт такого влияния достаточно сложен и имеет смысл только при необходимости получения максимальной точности измерений, что не требуется в нашем случае.

Для определения положения центра диска Земли и его радиуса по полученным координатам точек края диска были опробованы два метода. Первый — простейший градиентный алгоритм с малым шагом и большим количеством шагов (метод грубой силы). Второй — классический алгоритм Левенберга-Маркварда из широко распространённой математической библиотеки IMSL со стандартными значениями параметров. Простейший градиентный алгоритм показал несколько лучшие результаты по точности оценок. Прекрасное систематизированное изложение методов аппроксимации набора точек окружностью дано в книге [Chernov, 2011].

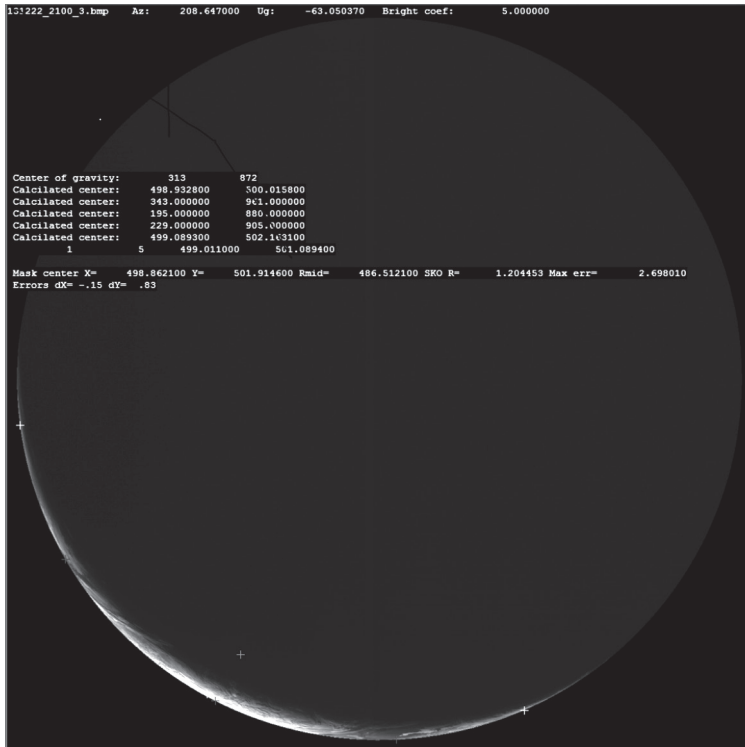


Рис. 7. Пример, когда Земля имеет вид узкого «серпа». При этом возможно увеличение ошибок измерения параметров диска Земли

Расчёт охватывает интервал времени от 0 ч до 23 ч 30 мин (т. е. ровно сутки с шагом 30 мин). На рис. 3–6 представлены результаты расчётов ошибок положения (смещения) центра диска и его радиуса.

Большинство ошибок оценивания положения центра диска Земли имеют величину 0,3...0,5 пикс. И только два измерения в течение суток имеют погрешность, незначительно превосходящую 1 пикс. Погрешности оценивания видимого радиуса Земли в своей основной массе также не превосходят 1 пикс, за исключением двух измерений. Все экстремальные значения ошибок наблюдаются, когда Земля имеет вид узкого «серпа» (рис. 7). Эти ошибки, скорее всего, обусловлены контрастом яркости облака/океан при расположении Солнца существенно ниже горизонта.

ВЫВОДЫ

Полученную точность можно считать вполне приемлемой для наших целей. Следует отметить, что на точность расчёта местной вертикали по наблюдаемой линии горизонта оказывают существенное воздействие, как минимум, три фактора:

- неравномерность засветки атмосферы источником (Солнцем);
- вариации альbedo подстилающей поверхности в зависимости от координат;
- неоднородность атмосферы, в частности наличие облаков, аэрозолей, концентрация которых существенно зависит от района Земли, сезона, ветров.

Уменьшения влияния первого фактора можно достичь внесением поправок в результаты измерения, рассчитанных для стандартной атмосферы как функции положения Солнца. Уменьшить влияние второго фактора можно путём улучшения распознавания облаков/океана/материков, а также использования картографической информации о положении материков. Однако учёт этих факторов требует существенного усложнения алгоритмов, что вряд ли целесообразно. Уменьшение влияния третьего фактора наталкивается на наиболее серьёзные трудности, поскольку требует тонкого анализа профиля яркости лимба Земли.

ЛИТЕРАТУРА

- [Гришин, 2014] *Гришин В. А.* Повышение точности навигации космических летательных аппаратов при использовании глобальной карты береговых линий // Научно-техническая конф. «Техническое зрение в системах управления — 2014» (ТЗСУ-2014): сб. тез. докл. 2014. С. 27–29. URL: <http://tvcs2014.technicalvision.ru>.
- [Егошкин, 2009] *Егошкин Н. А., Еремеев В. В., Козлов Е. П., Москатиньев И. В., Москвитин А. Э.* Геодезическая привязка изображений от геостационарных спутников по контуру диска Земли и электронным картам // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2009. Вып. 6. Т. 1. С. 132–138.
- [Aksakal, 2013] *Aksakal S. K.* Geometric Accuracy Investigations of SEVIRI High Resolution Visible (HRV) Level 1.5 Imagery // Remote Sensing. 2013. V. 5. P. 2475–2491. doi:10.3390/rs0502475.

- [Chernov, 2011] *Chernov N.* Circular and Linear Regression Fitting Circles and Lines by Least Squares. University of Alabama at Birmingham U. S.A: CRC Press, 2011. 279 p.
- [Meller, 2000] *Meller D., Sripruetkiat P., Makovec K.* Digital CMOS Cameras for Attitude Determination // Proc. 14th American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA) and Utah State University (USU) Conf. Small Satellites. Logan, Utah. 2000. P. 1–12.
- [Phenneger, 1985] *Phenneger M. C., Singhal S. P., Lee T. H., Stengle T. H.* Infrared Horizon Sensor Modeling for Attitude Determination and Control: Analysis and Mission Experience. Washington, D. C.: Books LLC, 1985. 470 p.
- [Szantai, 2011] *Szantai A., Six B., Cloché S., Sèze G.* Quality of geostationary satellite images. Megha-Tropiques Technical Memorandum. 2011. N. 3. URL: <http://meghatropiques.ipsl.polytechnique.fr/search/megha-tropiques-technical-memorandum/megha-tropiques-technical-memorandum-n-3/view.html>.

COARSE ESTIMATION OF LOCAL VERTICAL AND EARTH RADIUS IN CORRELATION-EXTREMAL NAVIGATION ON EARTH IMAGES

V.A. Grishin

Space Research Institute of Russian Academy of Sciences (IKI RAN)

Initial vector of parameters should be specified in search correlation-extremal navigation systems. This vector is used as a starting point for extremum search. The errors of the initial vector of parameters are limited by condition of convergence of correlation-extremal algorithms to the true object coordinates. In this case, the initial vector of parameters includes Earth center coordinates and radius of the observed Earth disk. Algorithm for such estimations is considered in this article.

Keywords: initial vector of correlation-extremal algorithm, estimation of the earth centre position and radius of observed Earth image.

Grishin Vladimir Alexandrovich — senior scientist, PhD, associate professor, vgrishin@iki.rssi.ru

ВЫСОКОТОЧНАЯ СИСТЕМА НАВИГАЦИОННО-БАЛЛИСТИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ СВЕРХМАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

А. О. Жуков¹, Г. Ю. Харламов², Э. Н. Турлов², И. Н. Валяев³, И. В. Капоров⁴

¹ Государственный астрономический институт имени П. К. Штернберга Московского государственного университета имени М. В. Ломоносова (ГАИШ МГУ)

² Особое конструкторское бюро Московского энергетического института (ОКБ МЭИ)

³ Институт астрономии Российской академии наук (ИНАСАН)

⁴ Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (ВКА)

Статья посвящена разработке методов и выработке предложений по созданию средств, обеспечивающих достижение предельных точностей систем навигационно-баллистического обеспечения малых космических аппаратов.

Ключевые слова: баллистические модели автономного полета сверхмалых космических аппаратов, корреляционно-фазовый пеленгатор, космические аппараты, навигационно-баллистическое обеспечение.

В настоящее время отсутствуют баллистические модели автономного полёта сверхмалых космических аппаратов (КА) на длительных интервалах времени, решающие целевые задачи по сближению и посадке на небесные тела или крупногабаритные элементы космического мусора с учётом адаптации к различным условиям.

Анализ зарубежных публикаций показывает, что созданию высокоточных систем навигационно-баллистического обеспечения сверхмалых КА уделяется огромное внимание. Большинство разработок находится на этапах исследования и проведения испытаний макетных и опытных образцов малогабаритных элементов бортовых систем навигации и разработок методов управления в условиях ограничения ресурсов. В то же время уровень отечественных технологий позволяет создать малогабаритные бортовые элементы, обеспечивающие высокоточный автономный полёт на длительные интервалы времени. Имеется задел по разработке методов высокоточного баллистического обеспечения в условиях ограниченных ресурсов.

В работе предлагается новый подход к созданию системы навигационно-баллистического обеспечения сверхмалого КА, обеспечивающей предельные точности определения полного вектора состояния для данного класса КА и функционирующей с учётом ограничений по количеству используемых пунктов управления и средств внешнетраекторных измерений на основе применения корреляционно-фазовых пеленгаторов (КФП), космических навигационных систем ГЛОНАСС/GPS и водородного стандарта частоты и времени.

С начала XXI в. космические державы в вопросах освоения космического пространства большое внимание уделяют развитию технологий создания

Жуков Александр Олегович — старший научный сотрудник, доктор технических наук, доцент, aozhukov@mail.ru

Харламов Геннадий Юрьевич — доктор технических наук, профессор, gukh2011@yandex.ru

Турлов Залимхан Нурланович — кандидат технических наук, доцент, и. о. начальника научно-технического центра, Altur22@ya.ru

Валяев Игорь Николаевич — аспирант, igorvalyaev@rambler.ru

Капоров Илья Владимирович — преподаватель, kaporoff@yandex.ru

малых и сверхмалых космических аппаратов. При этом, в отличие от первых искусственных спутников Земли (ИСЗ), значительно расширяется круг задач, возлагаемых на сверхмалые космические аппараты. В настоящее время на малогабаритных платформах располагают оптико-электронные системы детального наблюдения земной поверхности, планируются к развёртыванию глобальные низкоорбитальные системы связи. На базе сверхмалых КА (с массой не более 30 кг) проводятся натурные испытания космических систем инспекции (Международной космической станции, крупногабаритных элементов космического мусора и т. п.).

Особое место технологиям сверхмалых космических аппаратов отводится при разработке программ дальнего космоса. Планируется размещать несколько сверхмалых КА на базовом космическом корабле и при приближении к планетам Солнечной системы или малым телам (спутникам планет, астероидам, кометам) осуществляться «запуск» этих КА. На сверхмалые КА в данном случае возлагаются задачи максимально возможного сближения, зондирования поверхности небесного тела и даже посадки на его поверхность.

Для решения перечисленных выше задач возникает необходимость в наличии высокоточной системы навигационно-баллистического обеспечения.

Однако до настоящего времени на отечественных малых КА отсутствуют высокоточные малогабаритные элементы систем навигационного оборудования, обеспечивающие автономный полёт на длительных интервалах времени. Управление сверхмалыми КА, как правило, осуществляется в однопунктовом режиме с привлечением ограниченного количества средств внешнетраекторных измерений, что не позволяет решать задачи высокоточного баллистического обеспечения.

К сожалению, отсутствуют баллистические модели автономного полёта сверхмалых КА на длительных интервалах времени, решающие целевые задачи по сближению и посадке на небесные тела или крупногабаритные элементы космического мусора с учётом адаптации к различным условиям.

КОРРЕЛЯЦИОННО-ФАЗОВЫЙ ПЕЛЕНГАТОР «РИТМ-М»

Радиоинтерферометр «Ритм-М» является рабочим средством для навигационно-баллистического обеспечения КА различного назначения. При этом для работы КФП «Ритм-М» не требуется установки на ИСЗ дополнительной бортовой аппаратуры, так как используются сигналы радиолиний контроля и управления КА в околоземном космическом пространстве [Аванесян и др., 2013; Жуков и др., 2011].

На начальной стадии проектирования радиоинтерферометра «Ритм-М» был проведён анализ частотных диапазонов радиолиний «борт-Земля», функционирующих в перспективных отечественных информационно-измерительных радиотехнических системах (ИИРС) (табл 1). Рассмотрены и обобщены используемые диапазоны частот, а также предполагаемые к использованию на приземных участках полёта автоматических межпланетных станций в S-диапазоне (2,2...2,3 ГГц), C-диапазоне (3,36...3,46 ГГц) и X-диапазоне (8,4...8,5 ГГц), при работе с КА на высокоэллиптических орбитах в S и X-диапазонах [Урличич и др., 2006].

Таблица 1. Обобщённые характеристики радиолиний «борт-Земля»

Тип радиолинии КА-Земля	Наименование (шифр) ИИРС	Диапазон несущих частот [ГГц]	Диапазон ширины энергетического спектра [МГц]	Диапазон высот обслуживаемых орбит [км]
Измерения текущих навигационных параметров (ИТНП)	Контрольно-измерительные станции (КИС) «Клён», «Компарус», «Ямал», Государственного предприятия космической связи, «Квант»	0,9...3,5	2...12	200...50 000 (360 000 для КА «Спектр»)
Телеметрическая информация	Телеметрические системы «Скут», «Пирит», «Орбита-IV», РТС-9, РТСЦ, МБИТС, МПРС, БРС-4, БР-9, «Сторож»	0,15...2,3	0,032...4 (в зависимости от скорости передачи информации)	200...36 000
Информация целевого назначения (ИЦН)	Высокоскоростные радиолинии КА дистанционного зондирования Земли	8,0...8,4	64...400 (в зависимости от скорости передачи информации)	200...1000

Таблица 2. Сравнительные характеристики радиоинтерферометров «Ритм» и «Ритм-М»

Параметр	Радиоинтерферометр	
	«Ритм»	«Ритм-М»
Диапазон частот [ГГц]	1,0...4,0	1,0...8,5
Полоса пропускания устройства промежуточной частоты [МГц]	0,15...2,0	0,032...10,0
Регулируемая задержка сигналов	Нет	Да
Чувствительность (частота 3,5 ГГц) [Вт/м ²]	$14 \cdot 10^{-17}$	$7 \cdot 10^{-17}$
Погрешности измерений (частота 3,5 ГГц)		
• систематическая	$4 \cdot 10^{-5}$	$2 \cdot 10^{-5}$
• случайная	$2 \cdot 10^{-5}$	$1 \cdot 10^{-5}$
Автоматический режим работы	Нет	Да
Одновременно измеряемые космические объекты (КО)	1	До 10
Диаметр антенны [м]	2,5	2,5(3)
Наведение антенны	Групповое	Индивидуальное
Режим поиска сигнала КА	Ручной	Программный
ИТНП в режиме вращения КА	Нет	Да
Геодезический мониторинг	Ежегодно	Непрерывно
Наработка на отказ [ч]	<500	10 000

Прототипом радиоинтерферометра «Ритм-М» является экспериментальный образец радиоинтерферометра «Ритм»: сохраняется пятиантенный вариант с базовым расстоянием 50 м. Вместе с тем радиоинтерферометр «Ритм-М» нового поколения согласно сравнительным характеристикам (приведённым в табл 2), существенно отличается от своего прототипа и в первую очередь

более чем в 2 раза расширенным частотным диапазоном 1,0...8,5 ГГц, охватывающим перспективный X-диапазон. Кроме того, успешно проведены экспериментальные работы по измерению косинусов направляющих углов геостационарных КА в частотном диапазоне до 13 ГГц. В перспективе планируется расширить частотный диапазон вплоть до 18 ГГц. Наиболее существенным в аппаратном и программном исполнении является широкое применение цифровых методов приёма и обработки сигналов, что позволяет формировать оптимальный по структуре и спектру приём сигналов, осуществлять регулируемую задержку широкополосных сигналов, спектр которых может составлять до 10 МГц и др. [Жуков и др., 2011].

Эффективная площадь приёмных антенн — не менее $3,0 \text{ м}^2$. Плотность потока мощности в раскрыве приёмных антенн (чувствительность) должна быть в пределах $10^{-15} \dots 10^{-17} \text{ Вт/м}^2$ в зависимости от частоты и полосы сигнала. Динамический диапазон пятиканального приёмного устройства — 50 дБ.

Перечисленные технические характеристики радиоинтерферометра «Ритм-М» позволяют работать по ответным сигналам КИС «Компарус» («КУБ-Контур»), «Клён» («Тамань-База») и других КИС, а также по сигналам бортовой телеметрии и целевой (прикладной, научной) информации. К примеру, на частоте 8,5 ГГц это может быть сигнал с полосой до $\Delta f = 10 \text{ МГц}$, мощностью бортового передатчика $P_6 \approx 5 \text{ Вт}$ и бортовой малонаправленной антенной ($K_y \leq 5$) при расстояниях до космического объекта порядка $R \leq 60 \text{ тыс. км}$; на частоте 1 ГГц это может быть сигнал с $\Delta f = 0,1 \text{ МГц}$, $P_6 \approx 0,1 \text{ Вт}$, $K_y \approx 0,1$ при $R \leq 3 \text{ тыс. км}$.

Фазовые угломерные системы, использующие корреляционные методы обработки принимаемых сигналов, работают в пассивном режиме (не требуют установки на борт специального передатчика в дополнение к штатному оборудованию объекта) и обеспечивают возможность измерения угловых координат наблюдаемого объекта независимо от вида излучаемого им радиосигнала, что в ряде случаев является существенным преимуществом по сравнению с другими средствами траекторных измерений. Вместе с тем чрезвычайно высокая насыщенность низкочастотной части радиодиапазона и освоение в связи с этим техники более высоких частот в настоящее время привели к тому, что многие КА излучают радиосигналы в диапазоне Ku. Переход на более высокие частоты позволяет существенно расширить полосы радиодиапазона и, тем самым, значительно увеличить их пропускную способность. Поэтому высокочастотная пеленгация современных и перспективных КА должна выполняться, как правило, по излучаемым ими широкополосным сигналам [Жуков, Капоров, 2011].

В данном случае термин «широкополосный сигнал» носит условный характер. Это сигнал, который занимает такую полосу частот, что его приём на разнесённые антенны радиоинтерферометра с корреляционной обработкой без ввода компенсирующей задержки сопровождается существенным снижением отношения сигнал/шум вследствие эффекта «декорреляции» [Невдяев, 2000]. При недостаточной чувствительности радиоинтерферометра, размещаемого в средней полосе России, эффект «декорреляции» может привести к существенному уменьшению рабочей зоны при наблюдении спутников на геостационарной орбите (ГСО).

Без принятия специальных мер зона ГСО может быть расширена только при более узком спектре сигнала, излучаемого объектом наблюдения,

или при ограничении спектра принимаемого сигнала путём сужения полосы приёмных трактов радиоинтерферометра. Однако при сужении полосы приёмника энергия сигнала используется частично, что также снижает чувствительность и в ряде случаев может привести к ухудшению его точностных характеристик.

НАВИГАЦИОННЫЙ КОНТРОЛЬ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ КОРРЕЛЯЦИОННО-ФАЗОВЫХ ПЕЛЕНГАТОРОВ

В наземных комплексах управления КА в настоящее время преимущественно используются многопунктные технологии траекторного контроля для навигационно-баллистического обеспечения полёта. В то же время концептуальное требование последовательного перехода в перспективе на экономичные малопунктные и однопунктные технологии контроля и управления космическими аппаратами по навигационно-баллистическому обеспечению полёта могут эффективно реализовываться при комплексировании дальномерно-скоростных измерений, *получаемых на одном наземном пункте* командно-измерительной системой (типа «Клён», «Компарус»), и фазовых угловых измерений КФП типа «Ритм-М».

Подтвердим данное положение применительно к космическим системам дистанционного зондирования Земли, предъявляющим наиболее высокие требования к наземному комплексу управления по точности определения и прогнозирования параметров движения КА.

Рассмотрим околокруговые орбиты со средними высотами 450 км — для систем радиолокационного наблюдения и 550...600 км — для систем оптико-электронного наблюдения. Оценки получены для однопунктного измерительного комплекса, включающего КИС «Клён» либо «Компарус» и КФП «Ритм-М» с соответствующими составом и точностью измерений. Учитывались существующие погрешности задания геопотенциала, торможения КА в атмосфере Земли для периодов средней солнечной активности, силы притяжения Луны, Солнца, светового давления, геодезической и временной привязки ИТНП. Принята типовая программа проведения ИТНП для КА на орбитах рассматриваемого типа, включающая 2-3 сеанса измерений с трёх наземных пунктов для многопунктового комплекса и с одного — при однопунктном на 3-2-х смежных восходящих и 3-2-х нисходящих витках полёта в течение суток, либо на восходящих (нисходящих) витках в течение двух суток. Одновременно с кинематическими параметрами орбиты уточняется (согласовывается) баллистический коэффициент, характеризующий степень торможения КА в атмосфере Земли.

Для сопоставительного анализа получены оценки точности определения и прогнозирования параметров движения КА для вариантов проведения траекторных измерений многопунктным и однопунктным комплексами со следующим составом измерений:

- дальности и радиальной скорости с трёх наземных пунктов;
- радиальной псевдоскорости и направляющих косинусов относительно двух ортогональных баз с одного наземного пункта.

Предельные значения ($\Delta \pm 3\sigma$) прогнозируемых параметров движения в орбитальной системе координат (по высоте r , вдоль орбиты l и в боковом направлении n) и погрешности определения соответственно для орбит КА со средней высотой 450 км, наклонением 83° и с высотой 600 км, наклонением $97,5^\circ$ при указанном составе измерений приведены в табл 3 и 4.

Таблица 3. Предельные погрешности определения и прогнозирования параметров околокруговой орбиты КА со средней высотой 450 км и наклонением 83° по данным навигационных измерений

Контрольно-измерительный комплекс (КИП)	Интервал прогнозирования, Δ	σ_r [км]	σ_l [км]	σ_n [км]	σ_{V_r} [м/с]	σ_{V_l} [м/с]	σ_{V_n} [м/с]
Три КИП. КИС «Клён» — измерения дальности и радиальной скорости	Мерный	0,04	0,24	0,10	0,05	0,09	0,11
	1 сут	0,08	3,53	0,16	0,05	0,10	0,16
	2 сут	0,15	17,07	0,16	0,05	0,10	0,18
Один КИП. Измерения РПС КИС «Компарус» + КФП	Мерный	0,04	0,30	0,10	0,10	0,13	0,15
	1 сут	0,09	4,30	0,17	0,12	0,15	0,17
	2 сут	0,16	18,10	0,19	0,14	0,18	0,20

Таблица 4. Предельные погрешности определения и прогнозирования параметров околокруговой орбиты КА со средней высотой 600 км и наклонением $97,5^\circ$ по данным навигационных измерений

Контрольно-измерительный комплекс (КИП)	Интервал прогнозирования, Δ	σ_r [км]	σ_l [км]	σ_n [км]	σ_{V_r} [м/с]	σ_{V_l} [м/с]	σ_{V_n} [м/с]
Три КИП. КИС «Клён» — измерения дальности и радиальной скорости	Мерный	0,01	0,06	0,02	0,02	0,03	0,03
	1 сут	0,02	0,64	0,03	0,02	0,04	0,03
	2 сут	0,03	2,67	0,03	0,02	0,04	0,03
	10 сут	1,50	131,00	0,04	0,19	0,65	0,06
Один КИП. Измерения РПС КИС «Компарус» + КФП	Мерный	0,02	0,07	0,02	0,03	0,04	0,03
	1 сут	0,03	0,65	0,03	0,03	0,05	0,03
	2 сут	0,05	2,69	0,03	0,03	0,05	0,04
	10 сут	1,61	131,52	0,04	0,20	0,68	0,07

Анализ результатов проведённых оценок показал, что при однопунктном измерительном комплексе комплексирование измерений КИС и КФП обеспечивает определение и прогнозирование параметров движения КА с точностью, близкой к получаемой многопунктным комплексом с дальномерно-скоростным составом траекторных измерений. Этот вывод справедлив даже в случае проведения командно-измерительной системой лишь измерений радиальной псевдоскорости по сигналу бортового передатчика. Данный режим траекторного контроля основан на измерении частотного смещения несущей частоты радиосигнала и не сказывается на информационном обмене с КА.

Получаемые при комплексировании измерений КИС и КФП точности определения и прогнозирования параметров движения КА при однопунктной технологии могут быть отнесены к высоким, в частности, они удовлетворяют требованиям, предъявляемым к наземному комплексу управления малыми КА дистанционного зондирования Земли типа «Монитор-Э». Эти технологии достаточны для навигационного обеспечения полёта низкоорбитальных

КА гидрометеорологических систем, систем связи, обзорного наблюдения, радиотехнической разведки, топогеодезического обеспечения, а также для КА изучения природных ресурсов, экологического мониторинга, наблюдения океанов и ледовой обстановки, медицинских исследований, отработки технологических процессов и получения материалов в космосе, исследований космических излучений и околоземной плазмы.

При оснащении КА бортовой навигационной аппаратурой потребителя (НАП) космических навигационных систем ГЛОНАСС/GPS режим измерений радиальной псевдоскорости по несущей частоте радиосигнала совместим с передачей в наземный комплекс управления (НКУ) навигационных данных с борта КА, а комплексирование измерений радиальной псевдоскорости с угловыми измерениями КФП в полном объёме обеспечивает независимый траекторный контроль полёта средствами НКУ, что имеет существенное значение для резервирования работы бортовой НАП (при отработке и испытаниях, возможных отказах НАП и т. п.).

Проведённый анализ возможностей автономных навигационных систем на базе ГЛОНАСС показал, что в настоящее время может быть обеспечена точность определения вектора состояния порядка единиц метров, а при реализации фазовых способов на основе двухчастотных навигационных приёмников — в пределах нескольких сантиметров. При развитии сети наземных станций и системы эфемеридно-баллистического обеспечения системы ГЛОНАСС могут быть достигнуты субсантиметровые точности оценки вектора состояния.

Все наземные пункты управления необходимо оснастить водородными стандартами частоты и времени, реализовав методики их свёрки относительно времени Центра управления полётами, а также периодической корректировки бортового времени для всех КА группировки.

ЛИТЕРАТУРА

- [Аванесян и др., 2013] *Аванесян Г. Р., Жуков А. О., Смирнова О. В., Турлов З. Н., Чеботарёв А. С.* Корреляционно-фазовый пеленгатор. Патент РФ. № 2474835. 2013.
- [Жуков и др., 2011] *Жуков А. О., Махненко Ю. Ю., Турлов З. Н., Чеботарёв А. С.* Мониторинг космических аппаратов на основе применения корреляционно-фазовых пеленгаторов. М: Физматлит, 2011. 120 с.
- [Жуков, Капоров, 2011] *Жуков А. О., Капоров И. В.* Варианты построения корреляционно-фазовых пеленгаторов // Информационно-измерительные и управляющие системы. 2011. Т. 9. № 5. С. 87–95.
- [Урличич и др., 2006] *Урличич Ю. М., Ежов С. А., Жодзишский А. И., Круглов А. В., Махненко Ю. Ю.* Современные технологии навигации геостационарных спутников. М: Физматлит, 2006. 280 с.
- [Невдяев, 2000] *Невдяев Л.* CDMA: борьба с замираниями // Сети/network world. 2000. № 09. URL: <http://www.osp.ru/nets/2000/09/141359/>.

HIGH PRECISION SYSTEM OF NAVIGATION AND BALLISTIC ENSURING OF SUPERSMALL SPACECRAFTS

*A. O. Zhukov*¹, *G. Y. Kharlamov*², *Z. N. Turlov*², *I. N. Valyaev*³, *I. V. Kaporov*⁴

¹ Sternberg Astronomical Institute of Lomonosov Moscow State University (SAI MSU)

² JSC 'Special Design Bureau of Moscow Power Engineering Institute'

³ Institute of Astronomy of the Russian Academy of Sciences (INASAN)

⁴ Military Space Academy named after A.F. Mozhaiskiy

Article is devoted to the development of methods and proposals for the creation of means providing the achievement of utmost precision of navigation-ballistic support systems of small spacecraft.

Keywords: ballistic model of autonomous flight of supersmall spacecraft, correlation-phase direction finder, spacecraft, navigation and ballistic software.

Zhukov Aleksandr Olegovich — senior scientist, doctor of technical sciences, associate professor, aozhukov@mail.ru

Kharlamov Gennadiy Yurievich — doctor of technical sciences, professor, gukh2011@yandex.ru

Turlov Zelimkhan Nurlanovich — PhD, assistant professor, Altur22@ya.ru

Valyaev Igor Nikolaevich — postgraduate student, igorvalyaev@rambler.ru

Kaporov Ilya Vladimirovich — instructor, kaporoff@yandex.ru

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ МАХОВИКОВ ДЛЯ УПРАВЛЕНИЯ ВЕКТОРОМ ТЯГИ ПРИ ПЕРЕЛЁТЕ ЗЕМЛЯ-ЛУНА

Я. В. Маштаков^{1,2}, С. С. Ткачёв²

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

² Московский физико-технический институт (государственный университет) (МФТИ)

Реализован алгоритм построения углового движения по заданным вектору тяги и направлению на Солнце. Предложено использование кубического сплайна Эрмита для построения гладкой функции кватерниона ориентации космического аппарата (КА). Рассмотрены два случая: воздействие малого возмущающего момента на КА, а также моделирование работы двигателя СПД-100 с учётом ошибок в направлении вектора тяги. Реализован алгоритм разгрузки маховиков.

Работа поддержана РФФИ (проекты № 12-01-33045, 13-01-00665) и РНФ (проект № 14-11-00621).

Ключевые слова: маховики, сплайн Эрмита, управление ориентацией КА.

Рассматривается задача перелёта Земля-Луна с использованием двигателя малой тяги [Маштаков и др., 2014]. Из-за того, что двигатель работает практически на протяжении всего перелёта, требуется постоянно удерживать вектор тяги космического аппарата в заданном положении. Помимо этого для обеспечения КА электроэнергией требуется разворачивать его солнечные панели таким образом, чтобы нормаль к ним была наведена максимально близко к направлению на Солнце. С учётом этих требований строится угловое движение КА, т. е. задаются его ориентация и угловая скорость как функции времени. Для управления угловым движением КА используются маховики, а для их разгрузки — газовые двигатели малой тяги.

Вводятся следующие системы координат:

- $O_S Y_1 Y_2 Y_3$ — геоцентрическая инерциальная система координат (ИСК), ось OY_3 направлена перпендикулярно плоскости эклиптики, ось OY_1 — на точку весеннего равноденствия, вторая ось дополняет эту систему до правой ортогональной.
- $Oy_1 y_2 y_3$ — опорная система координат (ОпСК) с центром в центре масс спутника, ось Oy_2 направлена по вектору тяги, Oy_1 — максимально близко к направлению на Солнце (здесь предполагается, что нормаль к солнечным панелям перпендикулярна вектору тяги двигателя), а третья — дополняет до правой ортогональной системы.
- $Ox_1 x_2 x_3$ — связанная система координат (ССК), оси которой являются главными центральными осями спутника.

Маштаков Ярослав Владимирович — студент, младший научный сотрудник, yarmashtakov@gmail.com

Ткачёв Степан Сергеевич — научный сотрудник, кандидат физико-математических наук, stevens_L@mail.ru

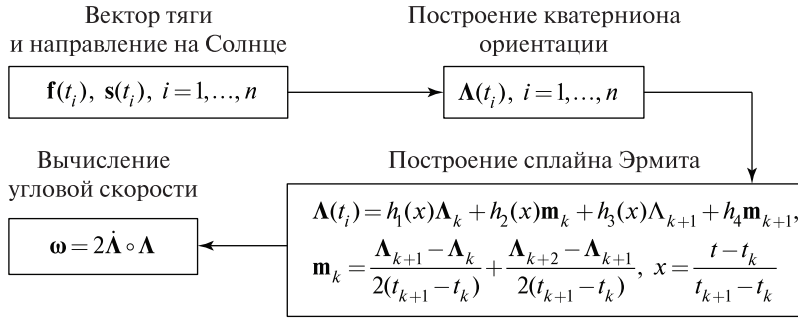


Рис. 1. Построение углового движения КА

Используя определение ОпСК, можно записать выражения, связывающие её орты с положением вектора тяги и направлением на Солнце:

$$\mathbf{e}_2 = \frac{\mathbf{r}_T}{r_T}, \quad \mathbf{e}_1 = \frac{\mathbf{r}_c - (\mathbf{r}_c, \mathbf{e}_2)\mathbf{e}_2}{\|\mathbf{r}_c - (\mathbf{r}_c, \mathbf{e}_2)\mathbf{e}_2\|}, \quad \mathbf{e}_3 = \mathbf{e}_1 \times \mathbf{e}_2.$$

Таким образом, зная положение вектора тяги и направление на Солнце как функции времени, можно получить матрицу направляющих косинусов, связывающую ИСК и ОпСК, для произвольного момента времени. После этого можно воспользоваться кинематическими уравнениями Пуассона, чтобы получить значение угловой скорости в зависимости от времени:

$$\dot{\mathbf{B}} = \mathbf{WB}, \quad \mathbf{W} = \begin{pmatrix} 0 & \omega_3 & -\omega_2 \\ -\omega_3 & 0 & \omega_1 \\ \omega_2 & -\omega_1 & 0 \end{pmatrix}, \quad \mathbf{B} = \begin{pmatrix} \mathbf{e}_1^T \\ \mathbf{e}_2^T \\ \mathbf{e}_3^T \end{pmatrix}, \quad \dot{\mathbf{B}} = \begin{pmatrix} \dot{\mathbf{e}}_1^T \\ \dot{\mathbf{e}}_2^T \\ \dot{\mathbf{e}}_3^T \end{pmatrix}. \quad (1)$$

В том случае, когда исходные данные дискретны, т.е. известны лишь в некоторые моменты времени, воспользоваться этим приёмом не представляется возможным. Чтобы избежать этого, по дискретным входным данным строится так называемый сплайн Эрмита [Роджерс, Адамс, 2001], позволяющий построить гладкую кривую по заданному набору точек. Для этого в те моменты времени, когда известны направление вектора тяги и направление на Солнце, вычисляется кватернион ориентации КА, после чего с использованием сплайнов для него строится гладкая функция времени, а затем с помощью соотношений (1) в форме для кватернионов вычисляется угловая скорость (рис. 1).

Таким образом, можно получить значение угловой скорости и ориентацию КА в произвольный момент времени.

Для построения управления, реализующего уже найденное угловое движение КА, используется пропорционально-дифференциальный (ПД) регулятор. При этом выражение для управляющих моментов принимает вид

$$\mathbf{M}_{\text{упр}} = -\mathbf{M}_{\text{внеш}} + \omega_{\text{абс}} \times \mathbf{J}\omega_{\text{абс}} + \mathbf{J}\omega_{\text{отн}} \mathbf{A}\omega_{\text{оп}} + \mathbf{J}\mathbf{A}\dot{\omega}_{\text{оп}} + k_a \mathbf{S} - k_\omega \omega_{\text{отн}}.$$

Здесь $\omega_{\text{абс}}$, $\omega_{\text{оп}}$, $\omega_{\text{отн}}$ — абсолютная, опорная и относительная угловые скорости КА, соответственно; \mathbf{J} — тензор инерции; \mathbf{A} — матрица перехода из опорной

в связанную систему координат; k_a, k_ω — коэффициенты управления; $\mathbf{S} = (a_{32} - a_{23}, a_{13} - a_{31}, a_{21} - a_{12})^T$. Единственной неизвестной здесь величиной является значение углового ускорения $\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\text{оп}}$ опорной системы координат, однако оно может быть легко определено с помощью численного дифференцирования уже известной угловой скорости КА.

Из-за ошибок при установке маршевого двигателя может возникать постоянно действующий на КА возмущающий момент. Это сказывается на маховиках: они при парировании этого возмущения накапливают избыточный кинетический момент, вследствие чего требуется их разгрузка. Для этой цели предназначены газовые двигатели с нерегулируемой тягой. При моделировании полагалось, что разгрузочные двигатели могут создать момент в любом направлении, но фиксированный по величине. Для разгрузки предлагается использовать следующий алгоритм (рис. 2): при достижении маховиками некоторого порогового значения в течение малого промежутка времени двигателями создаётся момент, противоположно направленный текущему значению кинетического момента маховика. После этого двигатели выключаются, и происходит стабилизация аппарата. Как только аппарат стабилизируется, двигатели снова включаются на малый промежуток времени. Так происходит, пока кинетический момент, накопленный маховиками, не достигнет некоторого удовлетворительного значения.

Для проверки работы алгоритма моделировалась следующая задача:

- характерные размеры спутника 1 м;
- вектор тяги направлен вдоль второй оси, связанной с КА СК;
- тензор инерции КА $\mathbf{J} = \text{diag}(400, 400, 50)$;
- момент, создаваемый двигателями разгрузки, $M_{\text{разгр}} = 0,25 \text{ Н}\cdot\text{м}$;
- максимальный кинетический момент, накапливаемый маховиками, составляет 1 Н·м·с;
- максимальный управляющий момент 0,02 Н·м.

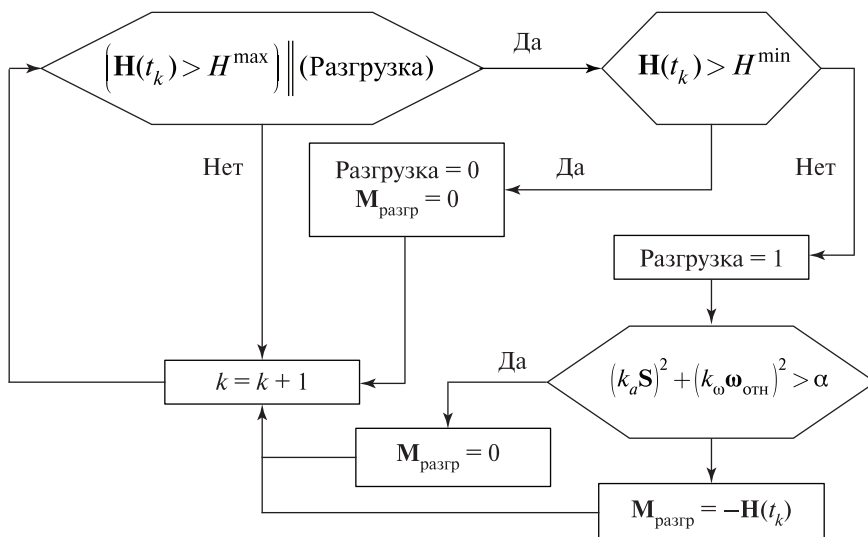


Рис. 2. Схема работы алгоритма разгрузки маховиков

Рассмотрены два случая:

- на КА действует постоянный возмущающий момент 4,62 (1,1,1);
- на КА установлен двигатель СПД-100, у которого ошибка в направлении вектора тяги может составлять до $0,7^\circ$, в связи с чем возникает возмущающий момент.

Результаты моделирования для первых 1,5 сут полёта представлены ниже: рис. 3–6 отвечают воздействию постоянного возмущающего момента, а рис. 7–9 — работе двигателя СПД-100.

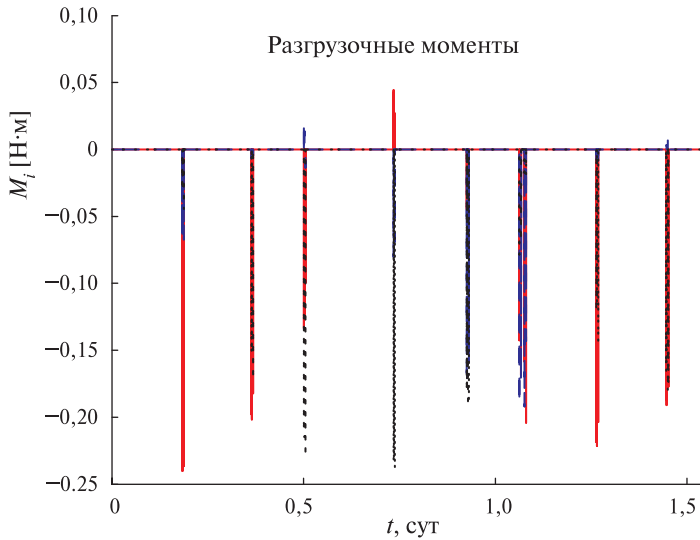


Рис. 3. Отработка двигателей разгрузки

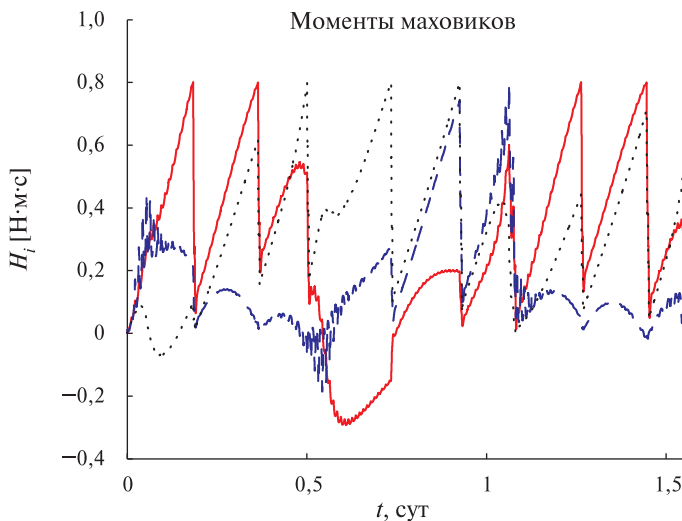


Рис. 4. Кинетический момент, накопленный маховиками

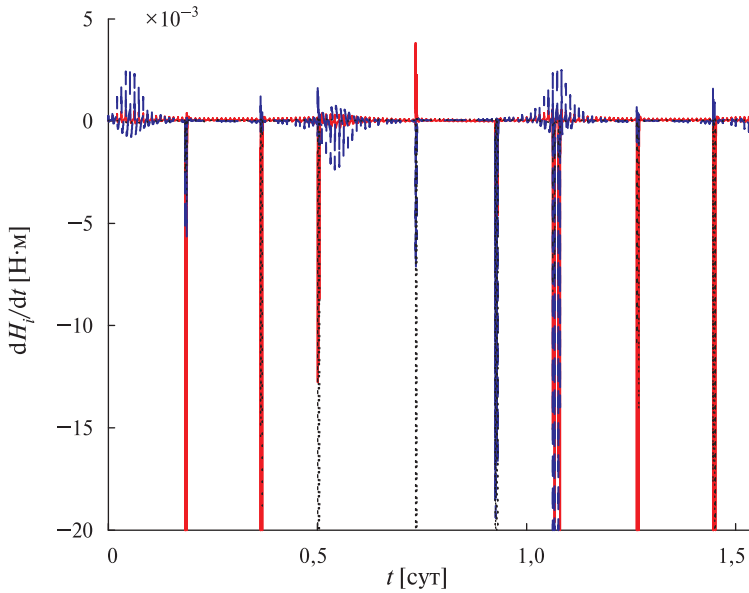


Рис. 5. Управляющие моменты

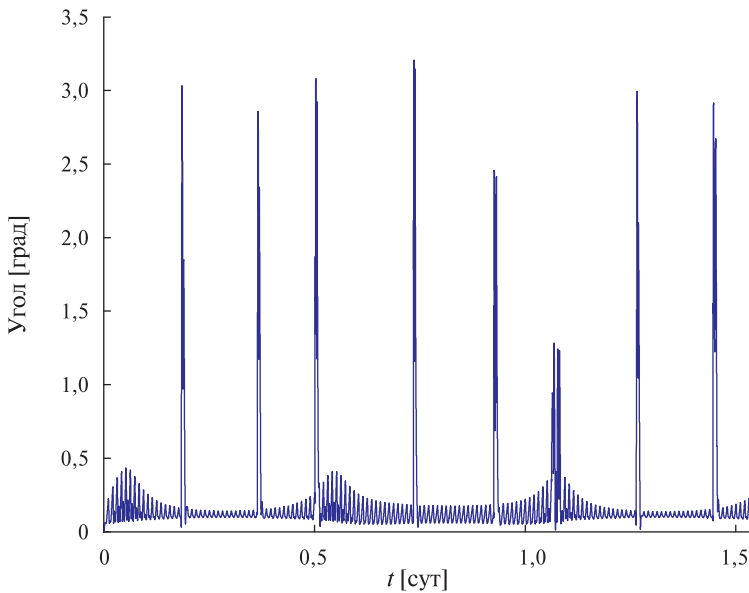


Рис. 6. Отклонение вектора тяги

На рис. 3–6 видно, что ошибка положения вектора тяги КА довольно мала и в моменты штатного режима работы маховиков не превышает $0,2^\circ$. Во время разгрузки ошибка становится несколько больше: это связано с тем, что максимальный управляющий момент, который способны выдать маховики, фактически на порядок меньше момента, создаваемого двигателями разгрузки.

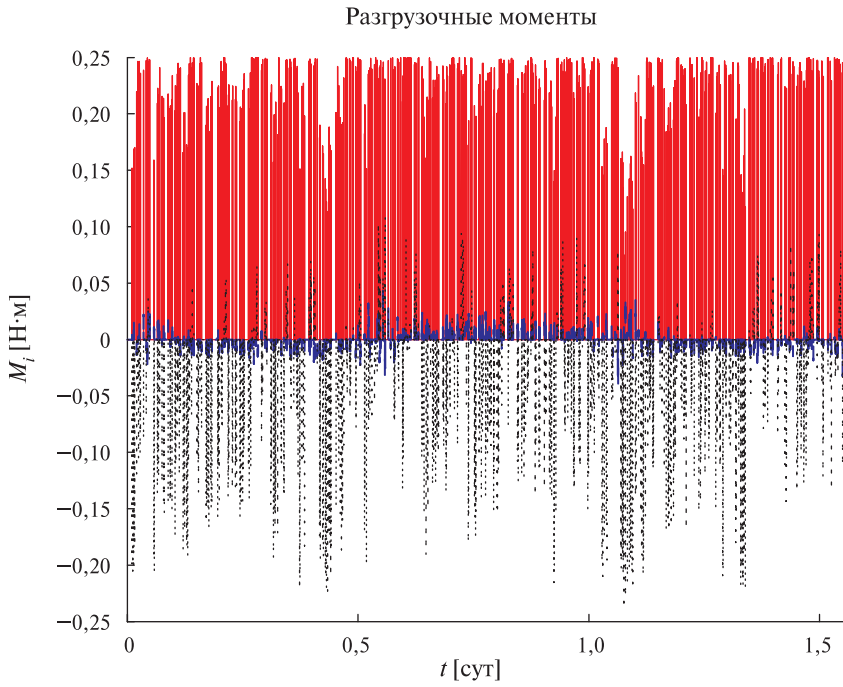


Рис. 7. Отработка двигателей разгрузки

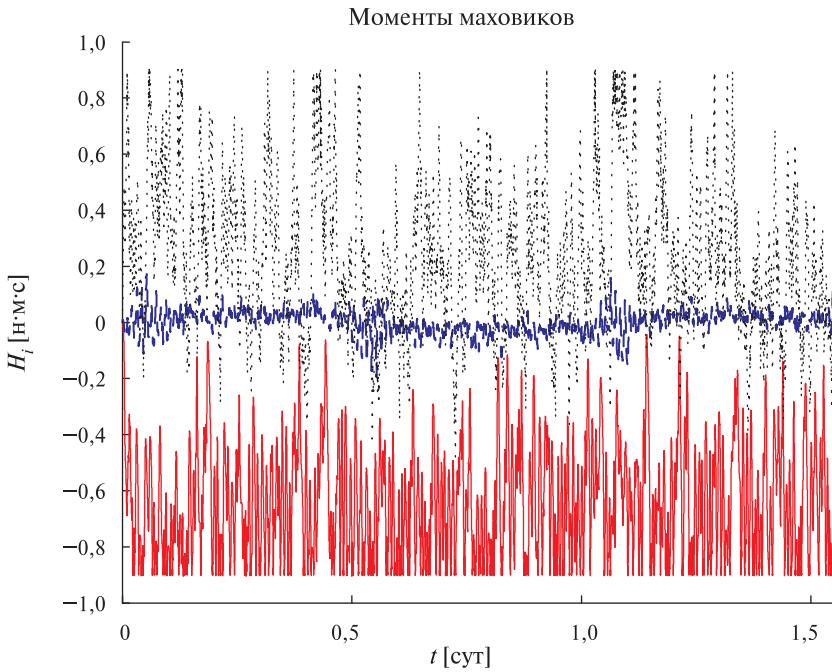


Рис. 8. Кинетический момент, накопленный маховиками

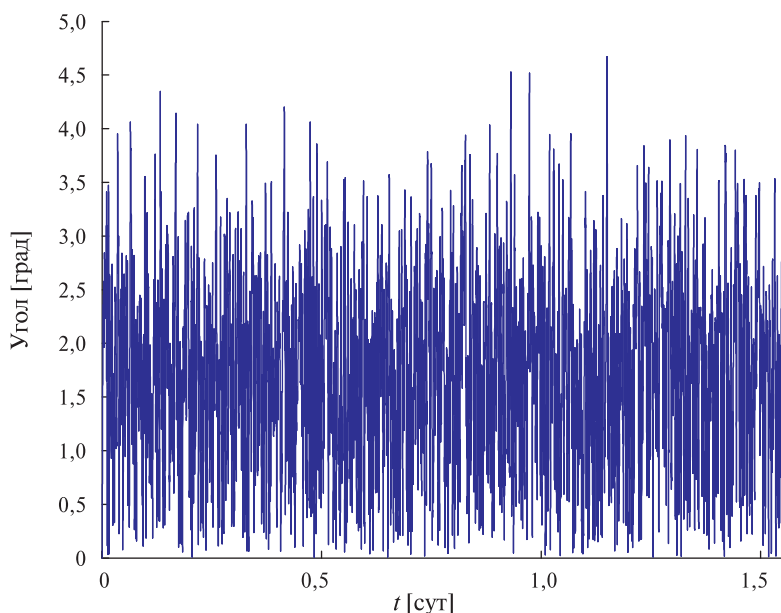


Рис. 9. Отклонение вектора тяги

При моделировании работы двигателя СПД-100 отклонение вектора тяги почти не превышает пяти градусов. Такая большая по сравнению с первым случаем ошибка вызвана более частыми разгрузками маховиков (см. рис. 7). Высокая скорость накопления кинетического момента маховиками связана с большим возмущающим моментом от маршевого двигателя.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Предложена методика построения углового движения космического аппарата, проведена её верификация с помощью численного моделирования. Реализован алгоритм разгрузки маховичной системы ориентации.

Авторы выражают благодарность Трофимову С. П. за предоставленные для моделирования данные.

ЛИТЕРАТУРА

- [Маштаков и др., 2014] Маштаков Я. В., Ткачев С. С., Шаханов А. Е., Ельников Р. В. Построение углового движения космического аппарата при перелёте Земля-Луна // Актуальные проблемы российской космонавтики: материалы 38-х Академических чтений по космонавтике / Под ред. А. К. Медведевой. М.: Комиссия РАН по разработке научного наследия пионеров освоения космического пространства, 2014. 523 с.
- [Роджерс, Адамс, 2001] Роджерс Д., Адамс Д. Математические основы машинной графики. М.: Мир, 2001.

REACTION WHEEL ATTITUDE CONTROL DURING EARTH-MOON TRANSFER

Y. V. Mashtakov^{1,2}, *S.S. Tkachev*²

¹ Keldysh Institute of Applied Mathematics RAS

² Moscow Institute of Physics and Technology (MIPT)

The angular motion synthesis algorithm using thrust vector and satellite-sun vector is developed. The cubic Hermite spline usage for smooth continuous function of satellite quaternion construction is purposed. Two cases of disturbance torques are considered: small constant torque and torque produced by SPD-100 thruster. Method for cancelling stored by reaction wheels momentum is suggested.

Keywords: reaction wheels, Hermite spline, spacecraft attitude control.

Mashtakov Yaroslav Vladimirovich — junior researcher, yarmashtakov@gmail.com

Tkachev Stepan Sergeevich — researcher, PhD, stevens_L@mail.ru

ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ АЛГОРИТМА УПРАВЛЕНИЯ ПРИВОДОМ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ЦЕЛЮ СОЗДАНИЯ МОМЕНТОВ ДЛЯ РАЗГРУЗКИ ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКОГО ИСПОЛНИТЕЛЬНОГО ОРГАНА СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ И СТАБИЛИЗАЦИИ

С. В. Латынцев, С. В. Меус, А. В. Овчинников, А. А. Бабанов

ОАО «Информационные спутниковые системы» им. акад. М. Ф. Решетнёва (ИСС)

В работе кратко рассмотрены основные причины возникновения возмущающих моментов и способы их компенсации для космических аппаратов на геостационарной орбите разработки ОАО «ИСС». Показано использование сил солнечного давления для создания моментов сил, проведено сравнение расчётной и реальной экономии топлива.

Ключевые слова: система ориентации и стабилизации, бюджет топлива, солнечное давление.

При полёте космического аппарата (КА) на него действуют возмущающие моменты различного рода, в результате чего увеличивается модуль скорости вращения управляющих двигателей-маховиков, входящих в состав системы ориентации и стабилизации (СОС). Для КА, работающих на геостационарной орбите (ГСО), наибольшее влияние оказывают возмущения от работы реактивных двигателей коррекции орбиты. Максимальные скорости вращения двигателей-маховиков ограничены, поэтому при достижении ими граничных скоростей, во избежание потери ориентации КА на Землю, реактивные двигатели ориентации включаются таким образом, чтобы скорости вращения маховиков уменьшались. Отсюда вытекает следующая проблема: чем больше срок активного существования аппарата, тем больший запас топлива необходимо иметь на борту. На сегодняшний день проблема решается наличием необходимого запаса топлива на борту аппарата. Одним из решений экономии топлива является использование сил солнечного давления.

Главная идея использования солнечного ветра заключается в том, чтобы конструкция КА в целом напоминала «пропеллер», тогда имеется возможность использовать солнечное давление для создания моментов нужного знака [Каргау, 1980]. При отклонении панелей солнечных батарей (СБ) от направления на Солнце на углы одинаковой величины, но разных знаков, создаётся пара сил, которая, в свою очередь, порождает момент сил, заставляющий при неизменной ориентации КА изменять скорости вращения двигателей-маховиков.

Величина силы светового давления определяется по формуле:

$$F = h_0 S \cdot \cos \theta_S \cdot \sqrt{1 + C_{\text{ОТР}}^2 + 2C_{\text{ОТР}} \cdot \cos(2\theta_S)},$$

Латынцев Сергей Валерьевич — инженер, lsv@iss-reshetnev.ru

Меус Сергей Владимирович — начальник сектора, meus@iss-reshetnev.ru

Овчинников Андрей Викторович — начальник отдела, a.v.ovchinnikov@iss-reshetnev.ru

Бабанов Алексей Анатольевич — ведущий инженер, c9351@iss-reshetnev.ru

и составляет с нормалью к плоскости угол:

$$\varphi = \arcsin \frac{(1 - C_{\text{отр}}) \cdot \sin \theta_s}{\sqrt{1 + C_{\text{отр}}^2 + 2C_{\text{отр}} \cdot \cos(2\theta_s)}},$$

где $h_0 = 4,56 \cdot 10^{-6} \text{ Н/м}^2$ — величина светового давления на расстоянии радиуса орбиты Земли; $C_{\text{отр}}$ — коэффициент отражения освещённой поверхности; $S_{\text{БС}}$ — площадь освещённой поверхности; θ_s — угол падения солнечных лучей на поверхность.

Момент сил, возникающий от солнечного давления, будет вычисляться по следующей формуле:

$$\mathbf{M} = \mathbf{F} \times \mathbf{r}.$$

Конструкция КА на ГСО производства ОАО «ИСС» представлена на рис. 1.

На рисунке видно, что на КА имеется два крыла СБ. При развороте обоих крыльев на встречный угол так, чтобы конструкция в целом напоминала «пропеллер», солнечное давление будет создавать момент сил в плоскости, перпендикулярной оси вращения панелей.

На рис. 2 показаны система координат КА и панелей СБ и положение Солнца, введены следующие обозначения: XYZ — система координат, связанная с конструкцией КА; $\mathbf{n}_С$ и $\mathbf{n}_Ю$ — нормаль к рабочей поверхности северной и южной панелей СБ; θ_s — угол между проекцией вектора направления на Солнце (\mathbf{S}) на плоскость XOY и вектором OX ; ψ_s — склонение Солнца.

Для КА на геостационарной орбите (ГСО) угол θ_s изменяется от 0 до 360° за одни сутки, т. е. КА вращается вокруг оси OZ со скоростью 0,25 град/мин.

Ориентация КА на ГСО при развороте панелей «пропеллером» позволяет создать моменты только в плоскости XOY .

Алгоритм управления панелями СБ состоит из трёх этапов:

- оценки необходимости разворота панелей СБ;
- определение направления разворота панелей СБ;
- формирование требуемого угла.

Эффективность создания управляющего момента панелями СБ проводилось путём математического моделирования следующих процессов:

- создание возмущающего момента от работы двигателей коррекции орбиты;
- создание момента сил панелями СБ;
- создание моментов сил двигателями ориентации (разгрузка);
- изменения кинетического момента на двигателях-маховиках.



Рис. 1. КА на ГСО производства ОАО «ИСС»

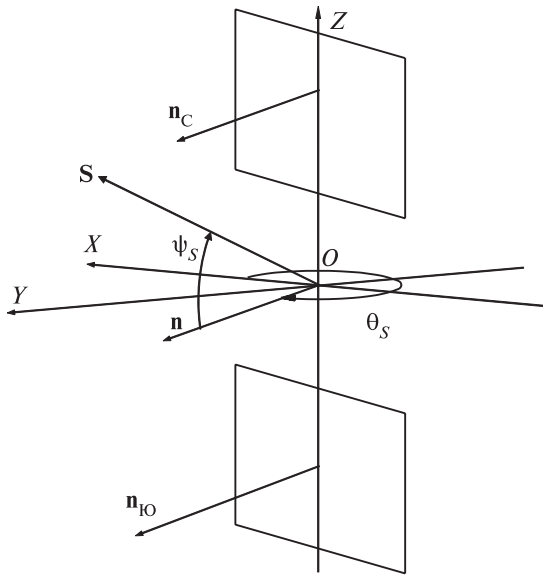


Рис. 2. Система координат КА, СБ и положение Солнца

Так как с помощью панелей СБ возможно создание управляющего момента только в плоскости XOY , то и расчёты проводились при разных направлениях вектора возмущающего момента двигателей коррекции. Далее результаты разгрузки кинетического момента «пропеллером» осреднялись и сравнивались с разгружаемым кинетическим моментом от двигателей ориентации. Расчёт показал ожидаемую экономию топлива двигателей ориентации в размере 5,5 % от общего количества.

При натурной эксплуатации КА длительностью около двух лет экономия топлива составила около 10% от его общих затрат. Оценка экономии производилась аналогично математическому моделированию: сравнением разгруженного момента «пропеллера» и двигателей ориентации. Следует заметить, что вектор кинетического момента (H_{XY}) не совершает вращение с корпусом КА, тогда в системе координат КА H_{XY} будет совершать вращение в противоположную сторону от вращения КА. При наличии внешних возмущающих воздействий спираль будет раскручиваться (рис. 3), что соответствует стационарному положению вектора во вращающейся системе координат с увеличением его модуля. Как видно на рис. 4 с включённым алгоритмом разгрузки крыльями СБ, модуль проекции вектора кинетического момента в плоскости XOY уменьшается.

Разница между расчётными и полученными результатами обусловлена консервативностью методики расчёта: расчётные значения возмущающих моментов выбирались больше, чем наблюдаемые на практике.

На сегодняшний день при проектировании КА производства ОАО «ИСС» возможность разгрузки маховиков крыльями СБ не учитывается. При этом на парирование возмущений от возможной непараллельности панелей СБ на этапе проектирования КА при расчёте необходимого количества топлива двигателей ориентации закладывается около 7 % от общей массы топлива. Наглядно данное соотношение показано на рис. 5.

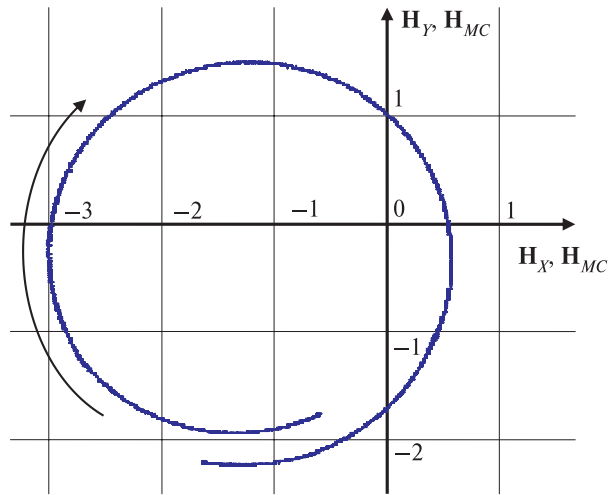


Рис. 3. Проекция вектора кинетического момента в плоскости HOY при внешних возмущающих воздействиях

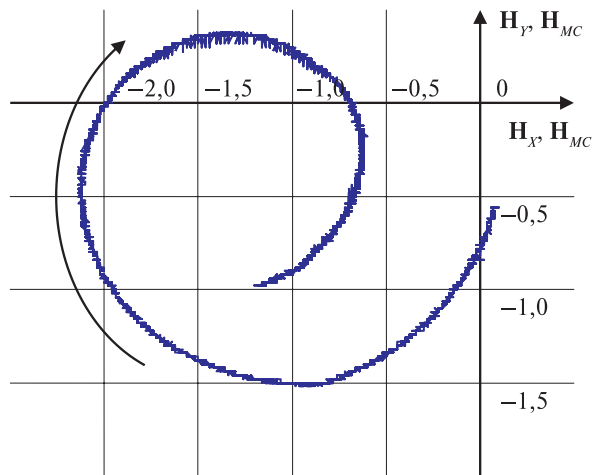


Рис. 4. Проекция вектора H_{xy} с применением алгоритма разгрузки крыльями СБ

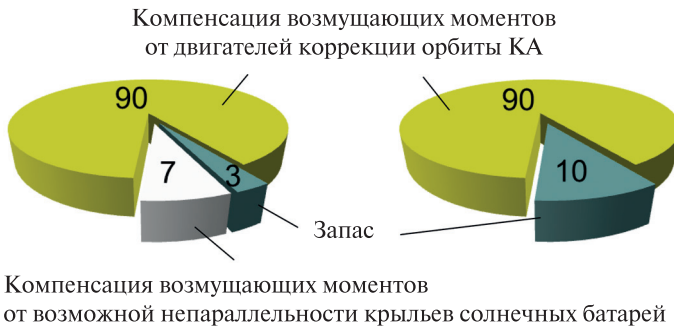


Рис. 5. Соотношения в бюджет топлива

Разработанный алгоритм подтвердил свою эффективность на практике, поэтому из бюджета топлива вновь разрабатываемых КА планируется исключить составляющую от сил «паразитного» солнечного давления. В настоящее время разрабатываются усовершенствованные алгоритмы разгрузки — совместное использование двигателей ориентации и панелей СБ позволяет увеличить экономию топлива.

ЛИТЕРАТУРА

[Каргу, 1980] Каргу Л. И. Системы угловой стабилизации космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1980. 162 с.

EFFICIENCY EVALUATION OF SPACECRAFT SOLAR ARRAY DRIVE CONTROL ALGORITHM FOR THE PURPOSE OF CREATION TORQUES FOR ADCS REACTION WHEELS MOMENTUM DAMPING

S. V. Latyncev, S. V. Meus, A. V. Ovchinnikov, A. A. Babanov

JSC "Information Satellite Systems" Reshetnev Company (ISS)

The authors present the main reasons of appearance of disturbing torques and methods of their compensation for the spacecraft for geostationary orbit designed by JSC "ISS". Using the sun pressure forces to create torques; comparison of theoretical and practical economy of propellant.

Keywords: attitude determination and control system, propellant budget, solar pressure.

Latyncev Sergey Valerievich — engineer, lsv@iss-reshetnev.ru

Meus Sergey Vladimirovich — chief of sector, meus@iss-reshetnev.ru

Ovchinnikov Andrey Viktorovich — head of department, a.v.ovchinnikov@iss-reshetnev.ru

Babanov Alexey Anatolievich — leading engineer, c9351@iss-reshetnev.ru

ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССА РАСПРОСТРАНЕНИЯ КОГЕРЕНТНОГО ЭЛЕКТРОМАГНИТНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ В ДВИЖУЩИХСЯ СРЕДАХ

В. О. Гладышев, Д. И. Портнов, В. Л. Кауц, А. А. Терешин

Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана (МГТУ)

Представлены результаты экспериментальных исследований эффектов, возникающих при прохождении когерентного лазерного излучения через вращающийся диэлектрик. Обнаружены обратимые эффекты поворота плоскости поляризации и углового смещения лазерного луча при частотах вращения от 2 до 200 Гц.

Ключевые слова: поляризация, оптическое излучение, лазер, электродинамика, движущиеся среды.

Оптика движущихся сред представляет собой область электродинамики, которая неоднократно использовалась для создания новых принципов ориентации. Наиболее известными приложениями являются лазерные и волоконно-оптические гироскопы. Однако со времени создания электродинамики Максвелла неоднократно появлялись идеи построения измерителя скорости движения и ориентации не относительно земной системы отсчёта, а в космическом пространстве.

Френелевский коэффициент увлечения электромагнитной волны движущейся средой может приводить к компенсации эффектов, которые могли быть вызваны движением интерферометра в космическом пространстве в опытах с точностью до первого порядка отношения V/c .

Проверке этого предположения был посвящён ряд экспериментальных работ. В частности, в работе [Mascart, 1872, 1874] были проведены исследования отражения, преломления, двойного лучепреломления, вращения плоскости поляризации в земной системе отсчёта. В работах [Brace, 1905a, b; Rayleigh, 1902; Strasser, 1907] исследовалось влияние движения Земли на вращение плоскости поляризации оптически активными телами. В опытах не обнаружена зависимость перечисленных явлений от вращения Земли, что подтвердило в первом приближении выдвинутую гипотезу в опытах с точностью до первого порядка отношения V/c .

Дальнейшее совершенствование технического уровня и развитие теоретического аппарата позволили перейти к поиску зависимости результата измерений от ориентации Земли на втором уровне точности порядка V^2/c^2 . Поиск такой зависимости основывался на том, что френелевский коэффициент имеет сложную зависимость от дисперсии среды, и это позволяет экспериментатору, введя в интерферометр движущийся оптически прозрачный элемент, нарушать компенсацию кинематических и электродинамических эффектов в движущемся интерферометре.

Гладышев Владимир Олегович — руководитель Научно-учебного комплекса, доктор физико-математических наук, vglayshev@mail.ru

Портнов Дмитрий Игоревич — студент, quadronoid@gmail.ru

Кауц Владимир Леонидович — доцент, кандидат физико-математических наук, kauts@asc.rssi.ru

Терешин Александр Андреевич — аспирант, arikalika@hotmail.com

Определённый прогресс произошёл, когда было получено координатное решение дисперсионного уравнения в работе [Болотовский, Столяров, 1989], на основе которого проведено аналитическое описание интерферометров Хека и Физо в подвижной системе отсчёта [Гладышев и др., 2006а; Gladyshev et al., 2005]. Анализ показал, что без учёта поляризации излучения и дисперсии среды результат измерения положения интерференционной картины зависит от ориентации интерферометра в пространстве, но эффект достаточно мал.

Были предложены ряд оптических схем, чувствительных к изменению положения в пространстве, и проведены эксперименты, которые показали высокую степень помехозащищённости интерферометров и зависимость сигнала от ориентации [Гладышев и др., 2006б; Gladyshev et al., 2009, 2012]. На одну из оптических схем интерферометра, который может быть положен в основу создания системы ориентации на новом физическом принципе, был получен патент [Гладышев и др., 2013а] и разработан принцип построения автономной системы ориентации [Гладышев и др., 2013б]. Дальнейшие исследования были посвящены проблеме повышения чувствительности и оптимальному выделению сигнала [Гладышев и др., 2012].

Данная работа посвящена изучению влияния движения среды на поляризацию когерентного электромагнитного излучения в интерферометрах с движущейся средой. Предварительные результаты были опубликованы в работах [Гладышев и др., 2013в, г; 2014; Gladyshev et al., 2013].

Данные исследования необходимы для определения возможного влияния поляризации электромагнитного излучения на опыты с движущейся средой. С другой стороны, измерение поляризации в подвижной системе отсчёта практически не исследовано и является самостоятельной задачей. Действительно, эффект поворота поляризации во вращающемся оптически прозрачном диэлектрике был предсказан в работе [Fermi, 1923], но экспериментально был проверен только в работе, где лазерное излучение проходило через вращающийся с угловой скоростью 6000 об/мин цилиндрический стержень из тяжёлого флинта длиной 100 мм и диаметром 20 мм [Jones, 1976].

Авторами настоящей работы был создан экспериментальный стенд для управления поляризованным лазерным излучением (рис. 1). Излучение гелий-неонового лазера 1 проходило через плёночный поляризатор 2 и поступало на вращающийся электродвигателем 3 оптический диск 4, выполненный из тяжёлого флинта, толщиной 10 мм и диаметром 62 мм. Далее излучение поступало на светоделительную пластину 5 и анализатор 8 поляризации электромагнитного излучения. Анализатор установлен на поворотном блоке 6, оснащённом системой углового отсчёта 7. Затем электромагнитное излучение поступало на блок фоторегистрации 9, выход которого через АЦП (аналого-цифровой преобразователь; *англ.* analog-to-digital converter, ADC) связан с вычислительным блоком. Электродвигатель 3 электрически связан с вычислительным блоком, что позволяет реализовать систему обратной связи.

Изменяя скорость вращения оптического диска, можно добиться требуемого угла поворота поляризации, что контролируется с помощью системы фоторегистрации и компьютерной обработки. Такая схема позволяет одновременно контролировать поляризацию лазерного излучения и управлять ею. Внешний вид экспериментального стенда приведён на рис. 2, где в центре расположен блок электродвигателя с оптическим диском, закреплённый на подвижном столике с микрометрическим винтом.

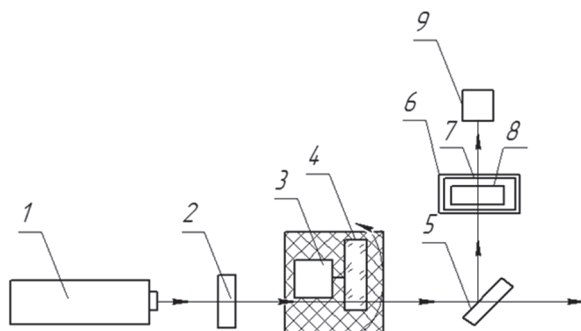


Рис. 1. Схема оптического измерительного стенда для изучения влияния движения среды на поляризацию лазерного излучения

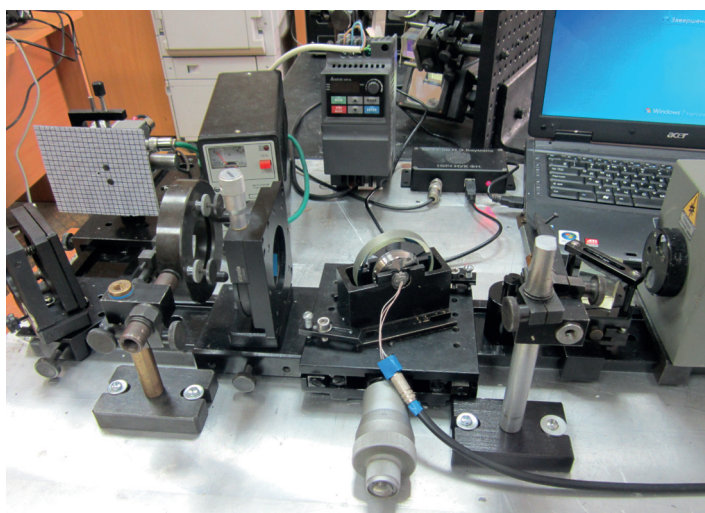


Рис. 2. Внешний вид экспериментального стенда

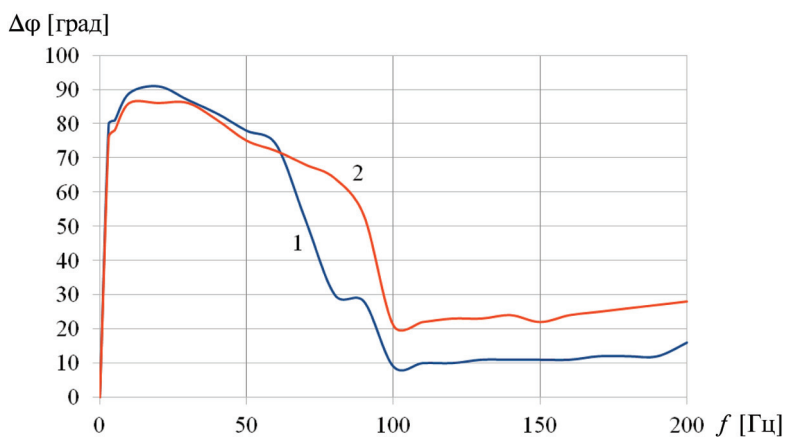


Рис. 3. Зависимость угла поворота поляризации от частоты вращения диска $\Delta\phi(f)$ при вертикальной (график 1) и горизонтальной (график 2) поляризации на выходе лазера

Согласно расчётам Ферми поворот плоскости поляризации плоской монокроматической электромагнитной волны, падающей по нормали к вращающемуся диску, должен линейно зависеть от скорости вращения, длины пути в материале диска и коэффициента увлечения Френеля. В работе показано, что в реализованной схеме крепления оптического диска на гиromоторе, зависимость поляризации от скорости вращения имеет существенно нелинейный вид в диапазоне частот $f = 3 \dots 100$ Гц (рис. 3).

В области инфранизких частот наблюдается максимум поворота поляризации, что, возможно, объясняется термоупругой деформацией диска, которая приводит к возникновению анизотропии оптических свойств, двулучепреломлению, эллиптичности и деполаризации излучения.

Угол поворота поляризации зависит от времени следующим образом:

$$\varphi(f) = \varphi_0(f) \left\{ 1 - \exp \left(-\frac{t}{n(f)} \right) \right\},$$

где $\varphi_0(f)$ — угол поворота поляризации на частоте f при $t \rightarrow \infty$; $n(f)$ — численный коэффициент. При частоте вращения оптического диска $f < 80$ Гц коэффициент $n \approx 10$, при частотах $f > 100$ Гц $n \approx 1$.

Также в опытах наблюдалась нелинейная зависимость угла поворота поляризации от времени (рис. 4). Технология получения результатов была следующая. На первом этапе до начала вращения диска анализатор поворачивался так, чтобы прошедший свет отсутствовал. При этом амплитуда напряжения на фотодетекторе была близка к нулю. Затем, на втором этапе, включали электромотор и примерно через 60 с частота вращения оптического диска выходила на определённый стационарный уровень, что задавалось при помощи цифрового блока управления и контролировалось вычислительным блоком по сигналу на фотодетекторе (после его появления). Этот сигнал появлялся почти сразу после начала вращения оптического диска и рос до насыщения в течение 20 мин (см. рис. 4, кривая 1). Для анализа поляризации анализатор регулярно поворачивали в новое положение, которое соответствует минимуму проходящего сигнала (см. рис. 4, кривая 2). Вид этой кривой, а также дополнительный анализ позволяют заключить, что, наряду с поворотом поляризации, вначале значительно развиваются двулучепреломление и деполаризация излучения, которые через 15 мин входят в насыщение и начинают уменьшаться. Последующее уменьшение значений графика, по всей видимости, свидетельствует о более равномерном прогреве материала, уменьшении неоднородности и анизотропных оптических свойств.

Также была обнаружена зависимость углового отклонения лазерного луча, прошедшего вращающийся оптический диск, от частоты вращения (рис. 5). Как видно на рисунке, в области 30 Гц угол отклонения лазерного излучения достигает величины порядка $0,9^\circ$. Из полученных экспериментальных данных следует, что вращение оптической среды может значительно влиять на поляризационные характеристики электромагнитного излучения.

Очевидно, что обнаруженные оптические явления могут быть использованы в различных технических приложениях — от систем управления оптическим излучением до технологии отбора сверхчистых оптических материалов. Их необходимо учитывать в работе таких устройств как спутниковые системы дальнометрии нового поколения.

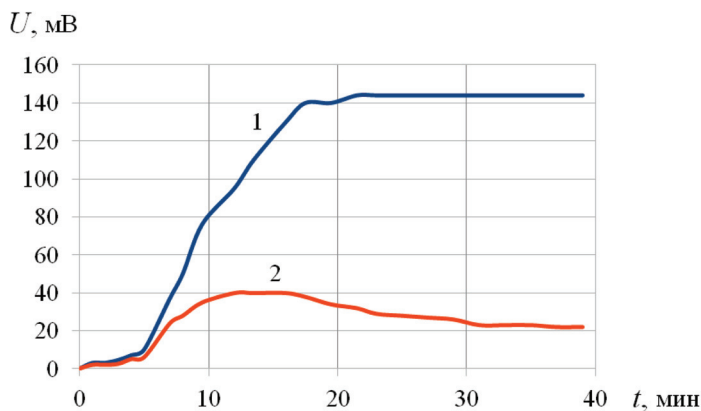


Рис. 4. Зависимость амплитуды напряжения U на фотодетекторе от времени t при частоте вращения 50 Гц: 1 — исходное положение анализатора; 2 — после поворота анализатора

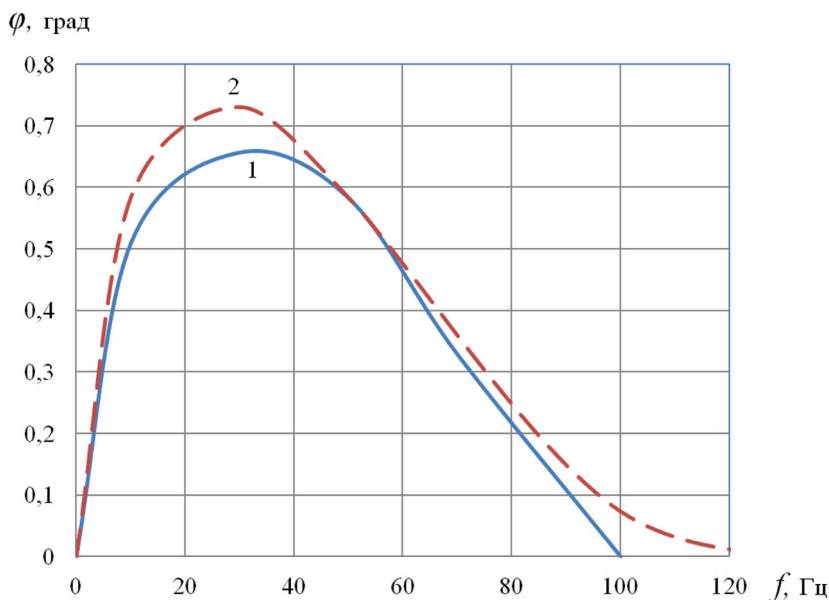


Рис. 5. Зависимость угла отклонения луча от частоты вращения оптического диска: 1 — горизонтальная поляризация; 2 — вертикальная поляризация

Помимо этого, наличие таких анизотропных свойств движущегося диэлектрика может стать основой ещё одного принципа построения систем ориентации. Действительно, идея поиска зависимости поляризации от вращения Земли высказывалась достаточно давно, но была трудно технически реализуемой. Кроме того, предсказание Ферми указывало на малые величины эффекта и, как следствие, отсутствие технических приложений. Приведённые результаты свидетельствуют о том, что в предложенной схеме эффект поворота поляризации вырастает на несколько порядков от микроградусов до десятков градусов. Это свидетельствует о значительной анизотропии свойств кристаллической

решётки, и, следовательно, анизотропии сил, связывающих атомы решётки, и процессов взаимодействия электромагнитной волны, распространяющейся в движущейся среде. Использование оптических схем с движущимися элементами, обладающими нелинейной зависимостью от скорости движения, уменьшает вероятность компенсации кинематических и электродинамических эффектов, вызванных движением в космическом пространстве.

В дальнейшем планируется провести серию экспериментов по поиску зависимости анизотропии поляризации электромагнитного излучения в движущейся среде от ориентации земной системы отсчёта.

ЛИТЕРАТУРА

- [Болотовский, Столяров, 1989] Болотовский Б. М., Столяров С. Н. Отражение света от движущегося зеркала и родственные задачи // Успехи физ. наук (УФН). 1989. Т. 159. Вып. 1. С. 155–180.
- [Гладышев и др., 2006а] Гладышев В. О., Гладышева Т. М., Дашко М., Трофимов Н., Шарандин Е. А. Анизотропия пространства скоростей электромагнитного излучения в движущихся средах // Гиперкомплексные числа в геометрии и физике. 2006. Т. 3. № 2(6). С. 173–187.
- [Гладышев и др., 2006б] Гладышев В. О., Тиунов П. С., Леонтьев А. Д., Гладышева Т. М., Терешин А., Фомин И. В., Шарандин Е. А., Яворский А. Регистрация анизотропии пространства на основе результатов эксперимента SADE // Вестн. МГТУ. Сер. Естественные науки. Специальный выпуск «Физические интерпретации теории относительности». 2011. С. 94–109.
- [Гладышев и др., 2012] Гладышев В. О., Тиунов П. С., Леонтьев А. Д., Гладышева Т. М., Шарандин Е. А. Исследование анизотропии пространства скоростей электромагнитного излучения в движущейся среде // Журн. технической физики (ЖТФ). 2012. Т. 82. Вып. 11. С. 54–63.
- [Гладышев и др., 2013а] Гладышев В. О., Тиунов П. С., Леонтьев А. Д., Шарандин Е. А. Устройство измерения анизотропии пространства скоростей электромагнитного излучения: Патент РФ RU 2498214 // Изобретения. Полезные модели. 2013. Бюл. № 31. Заявл. 22.03.2012.
- [Гладышев и др., 2013б] Гладышев В. О., Кауц В. Л., Тиунов П. С. Автономная система ориентации на принципах измерения параметров анизотропии пространства датчиков // 3-я Всерос. научно-техническая конф. «Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов». 10–13 сент. 2012, Россия, Таруса: сб. тр. / Под ред. Г. А. Аванесова. Сер. «Механика, управление и информатика». М.: ИКИ РАН, 2013. С. 146–151.
- [Гладышев и др., 2013в] Гладышев В. О., Портнов Д. И., Кауц В. Л., Шарандин Е. А. Экспериментальные исследования поляризации лазерного излучения во вращающемся оптическом стекле // Оптика и спектроскопия. Т. 115. № 3. 2013. С. 398–405.
- [Гладышев и др., 2013г] Гладышев В. О., Портнов Д. И., Кауц В. Л., Гладышева Т. М. Поляризация когерентного оптического излучения в движущейся среде // Инженерный журн.: наука и инновации. 2013. Вып. 8. URL: <http://engjournal.ru/catalog/fundamentals/physics/1112.html>.
- [Гладышев и др., 2014] Гладышев В. О., Портнов Д. И., Кауц В. Л., Гладышева Т. М., Терешин А. А., Челноков М. Б. О влиянии движения среды на когерентное электромагнитное излучение // Вестн. МГТУ. Сер. Естественные науки. № 5. 2014. С. 41–52.

- [Brace, 1905a] *Brace D. B.* The Aether Drift and Rotator Polarization // *Philosophical Magazine*. 1905. V. 10. P. 383–396.
- [Brace, 1905b] *Brace D. B.* A repetition of Fizeau experiment on the change produced by earth's motion on the rotation of a refracted ray // *Philosophical Magazine*. 1905. V. 10. P. 591–599.
- [Fermi, 1923] *Fermi E.* Sul trascinamento del piano di polarizzazione da parte di un mezzo rotante // *Rend. Lincei*. 1923. V. 32(1). P. 115–118. (*Ферми Э.* К увлечению плоскости поляризации вращающейся средой. Научные труды. В 2-х т. Серия: Классики науки. М.: Наука, 1971. С. 104–107).
- [Gladyshev et al., 2005] *Gladyshev V. O., Gladysheva T. M., Zubarev V. Ye., Podguzov G. V.* On Possibility of a New 3D Experimental Test of Moving Media Electrodynamics // *Physical Interpretation of Relativity Theory: Proc. Intern. Meeting. Moscow, Bauman Moscow State Technical University (BMSTU)*. 2005. P. 202–207.
- [Gladyshev et al., 2009] *Gladyshev V. O., Sharandin E. A., Gladysheva T. M., Tiunov P. S., Leontyev A. D., Podguzov G. V.* Interference Optical Experiments for Finding Space Anisotropy // *Physical Interpretation of Relativity Theory: Proc. 15th Intern. Meeting. Moscow, Bauman Moscow State Technical University (BMSTU)*. 2009. P. 215–223.
- [Gladyshev et al., 2012] *Gladyshev V., Tiunov P., Leontev A., Gladysheva T., Sharandin Ye., Fomin I., Tereshin A., Yavorskii A.* Estimation of space-time variations in the position of the interference picture in SADE // *Physical Interpretation of Relativity Theory : Proc. Intern. Meeting. Moscow, 4–7 July 2011. Bauman Moscow State Technical University (BMSTU)*. 2012. P. 88–96.
- [Gladyshev et al., 2013] *Gladyshev V. O., Portnov D. I., Gladysheva T. M.* Experimental investigations of polarization of laser radiation in a rotating optical disk // *Physical Interpretation of Relativity Theory: Proc. Intern. Meeting. Moscow, 1–4 July 2013 / Ed. M. C. Duffy, V. O. Gladyshev, A. N. Morozov, V. Pustovoit, P. Rowlands. Moscow, Bauman Moscow State Technical University (BMSTU)*. 2013. P. 79–85.
- [Jones, 1976] *Jones R. V.* Rotary “aether drag” // *Proc. Royal Society London. A. Mathematical Physical Sciences*. 1976. V. 349. P. 423–439.
- [Mascart, 1872, 1874] *Mascart E.* Sur les modifications qu'éprouve la lumière par suite du mouvement de la source lumineuse et du mouvement de l'observateur // *Annales Scientifiques de L'Ecole Normale*. 1872. V. 1. P. 155–214; 1874. V. 3. P. 363–420.
- [Rayleigh, 1902] *Rayleigh J. W.* Is rotator polarization influenced by the Earth's motion? // *Philosophical Magazine*. 1902. V. 4. P. 215–220.
- [Strasser, 1907] *Strasser B.* Der Fizeausche Versuch über die Anwendung des Polarisationsazimut eines gegebenen Strahles durch die Bewegung der Erde // *Annals of Physics*. 1907. V. 24. P. 137–144.

RESEARCH OF PROCESS OF DISTRIBUTION COHERENT ELECTROMAGNETIC RADIATION IN MOVING MEDIA

V. O. Gladyshev, D. I. Portnov, V. L. Kauts, A. A. Tereshin

Bauman Moscow State Technical University (BMSTU)

Results of experimental researches of effect which appear when coherent laser radiation pass through rotating dielectric are presented in article. Reverse effects of rotation of polarization plane and angular shift of laser beam at frequency of rotation on the interval from 2 to 200 Hz are detected.

Keywords: polarization, optical radiation, laser, electrodynamics, moving media.

Gladyshev Vladimir Olegovich — head of scientific-educational complex, doctor of physical and mathematical sciences, vglayshev@mail.ru

Portnov Dmitry Igorevich — student, quadronoid@gmail.ru

Kauts Vladimir Leonidovich — assistant professor, PhD, kauts@asc.rssi.ru

Tereshin Aleksandr Andreevich — postgraduate student, arikalika@hotmail.com