

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ НАУКИ
ИНСТИТУТ КОСМИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ
РОССИЙСКОЙ АКАДЕМИИ НАУК

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

СБОРНИК ТРУДОВ

10–13 сентября 2012 года, Россия, Таруса

Под редакцией
Г. А. Аванесова

Серия «Механика, управление и информатика»

МОСКВА
ИКИ РАН
2013

УДК 629.78
ББК В71+В711+В714

ISSN 2075-6836
ISBN 978-5-9903101-6-2

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

Ed. G. A. Avanesov, Tarusa, Russia, September 10–13, 2012

These are the Proceedings of the 3rd 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 10–13, 2012. Experts from the space industry of Russia 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.

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

Сборник трудов

Под ред. Г. А. Аванесова, Таруса, Россия, 10–13 сентября 2012 г.

Настоящий сборник содержит материалы третьей Всероссийской научно-технической конференции «Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов», проведенной ИКИ РАН 10–13 сентября 2012 года. Участие в конференции приняли специалисты предприятий и организаций космической отрасли России, доклады которых отразили современное положение дел в области разработки приборов ориентации и навигации, телевизионных съемочных систем космических аппаратов.

В сборник включены основные работы, представленные на конференции.

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

Редактор: *Корниленко В. С.*

Компьютерная вёрстка: *Комарова Н. Ю.*

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

Мнение редакции не всегда совпадает с точкой зрения авторов статей.

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

СОДЕРЖАНИЕ

Предисловие	7
<i>Аванесов Г. А., Бессонов Р. В., Куркина А. Н., Мысник Е. А., Лискив А. С., Людомирский М. Б., Каютин И. С., Ямщиков Н. Е.</i> Разработка автономной бесплатформенной астроинерциальной навигационной системы	9
<i>Дроздова Т. Ю., Катасонов И. Ю., Куделин М. И.</i> Логика взаимодействия системы сбора и обработки информации с комплексом научной аппаратуры и служебными системами космического аппарата «Спектр-РГ»	30
<i>Аванесов Г. А., Белинская Е. В., Воронков С. В., Строилов Н. А., Катасонов И. Ю., Куделин М. И., Никитин А. В.</i> Система датчиков гида в контуре наведения космического телескопа проекта СПЕКТР-УФ	38
<i>Чубей М. С., Куприянов В. В., Львов В. Н., Бахолдин А. В., Цуканова Г. И., Маркелов С. В.</i> Система регистрации изображений и проницание астрографа для Орбитальной звёздной стереоскопической обсерватории	47
<i>Кузин С. В., Ульянов А. С., Шестов С. В., Богачёв С. А., Карабаджак Г. Ф.</i> Наблюдение космических объектов с помощью оптических датчиков в экспериментах СПИРИТ/КОРОНАС-Ф и ТЕСИС/«КОРОНАС-Фотон»	58
<i>Стекольников О. Ю., Захаров А. И., Прохоров М. Е.</i> Конструктивные особенности узкопольного звёздного датчика ГАИШ МГУ с зеркальным объективом	69
<i>Прохоров М. Е., Захаров А. И., Тучин М. С.</i> Расчёт оптимальных характеристик оптической системы и матричного приёмника излучения звёздного датчика ориентации по его тактико-техническим характеристикам	80
<i>Морозова Л. М., Нехамкин Л. И., Рябиков В. С.</i> Об одном алгоритме повышения надёжности системы ориентации космического аппарата при сбоях звёздного датчика	91
<i>Бычков Ю. П., Ковш Ю. В., Петрякова И. А., Сигал Л. Н.</i> Электромагнитные системы сброса кинетического момента	97
<i>Иванов Д. С., Сакович М. А., Овчинников М. Ю., Карпенко С. О.</i> Исследование алгоритма определения относительного положения и ориентации спутников в групповом полёте с использованием обработки видеоизображений	104
<i>Иванов Д. С., Ролдугин Д. С., Ткачёв С. С., Карпенко С. О., Ивлев Н. А., Овчинников М. Ю.</i> Анализ работы алгоритмов системы ориентации и стабилизации микроспутника «Чибис-М»	114
<i>Овчинников М. Ю., Иванов Д. С., Ролдугин Д. С., Ткачёв С. С., Карпенко С. О.</i> Разработка рекомендаций по управлению ориентацией микроспутника «Чибис-М» в случае отказа части исполнительных органов	132

<i>Гладышев В. О., Кауц В. Л., Тиунов П. С.</i> Автономная система ориентации на принципах измерения параметров анизотропии пространства.	146
<i>Новалов А. А.</i> Магнитная система управления малым космическим аппаратом с использованием нечёткой логики	152
<i>Потехин С. Г., Власенков Е. В., Комбаев Т. Ш., Павлова А. Н.</i> Решение задачи навигации и ориентации микрокосмического аппарата по данным о магнитном поле Земли с использованием фильтра Калмана	160
<i>Аванесов Г. А., Бессонов Р. В., Дементьев В. Ю.</i> Результаты отработки программного обеспечения прибора звёздной ориентации БОКЗ-М60/1000 на стенде динамических испытаний	169
<i>Аванесов Г. А., Бессонов Р. В., Дементьев В. Ю., Мыслик Е. А.</i> Результаты натурных испытаний прибора звёздной ориентации БОКЗ-М60/1000.	180
<i>Федосеев В. И., Куняев В. В., Юдина Л. М., Коптев А. А., Тюрин В. С., Иванов Н. И.</i> Результаты испытаний звёздного прибора ориентации космического аппарата на воздействие протонного излучения.	190
<i>Бунтов Г. В., Верховцева А. В., Забиякин А. С., Князев А. Н., Стальнов А. М.</i> Методы повышения точности стендового оборудования для наземной обработки прецизионных звёздных датчиков	199
<i>Князев В. О., Поздняков А. А.</i> Повышение вероятности распознавания звёзд при высоких угловых скоростях космического аппарата с использованием информации об угловой скорости.	204
<i>Бондаренко М. А.</i> Автоматическое распознавание и определение характеристик объектов околоземного пространства.	209
<i>Бирюков А. В., Захаров А. И., Никифоров М. Г., Николаев Ф. Н., Прохоров М. Е., Тучин М. С.</i> Эффективность методов распознавания звёздных конфигураций путём сравнения пар звёзд с использованием и без использования информации о блеске звёзд	220
<i>Бирюков А. В., Захаров А. И., Никифоров М. Г., Николаев Ф. Н., Прохоров М. Е., Тучин М. С.</i> Навигационный звёздный каталог минимального объёма, привязанный к квазиравномерной сетке на небесной сфере	230
<i>Мошкалёв В. Г., Бирюков А. В., Захаров А. И., Крусанова Н. Л., Миронов А. В., Николаев Ф. Н., Прохоров М. Е., Тучин М. С.</i> Расчёт блеска звёзд в спектральной полосе кремниевого фотоприёмника звёздного датчика по данным каталогов Tycho-2 и 2MASS	243
<i>Тучин М. С., Бирюков А. В., Захаров А. И., Прохоров М. Е.</i> Учёт термогенерации матричных приборов с зарядовой связью как основа повышения точности звёздного датчика	249
<i>Филиппова О. В., Бессонов Р. В., Аванесов Г. А.</i> Оптимизация конструкции светозащитной бленды прибора звёздной ориентации	257
<i>Афанасенков Ю. М.</i> О возможности применения сотовой бленды в звёздном датчике	280
<i>Жуков С. Б.</i> Процедура орторектификации снимков комплекса многозональной спутниковой съемки, получаемых с космического аппарата «Метеор-М»	290
<i>Жуков Б. С.</i> Возможности восстановления смазанных космических изображений	297
<i>Кондратьева Т. В., Никитин А. В., Полянский И. В.</i> Оценка точности автоматической географической привязки пространственных данных комплекса многозональной спутниковой съёмки в ходе лётной эксплуатации	310

<i>Никитин А. В.</i>	
Построение цифровой модели объекта путём его синхронной съёмки двумя камерами с фиксированным базисом.	327
<i>Липатов А. Н., Экономов А. П., Макаров В. С., Захаркин Г. В., Богачёв Д. Л., Румянцев Д. М., Антоненко С. А.</i>	
Камера-спектрометр для исследований минералогического состава грунта	335
<i>Гришин В. А.</i>	
Анализ видимости линии горизонта при различных условиях наблюдения для решения задач оптической навигации летательных аппаратов	345
<i>Бондарев В. Г.</i>	
Алгоритм системы технического зрения посадочного модуля	353
<i>Санько Н. Ф.</i>	
Настоящее и будущее фундаментальных космических исследований в России . . .	361

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 2012 году с 10 по 13 сентября была проведена уже третья конференция, в работе которой приняли участие специалисты 13 предприятий космической отрасли России.

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 звездной и солнечной ориентации, космических и самолетных 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 живописной 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.

К сожалению, эта конференция стала последней в жизни сотрудника ИКИ РАН — Санько Николая Францевича, который впервые принял участие в работе конференции с докладом «Настоящее и будущее фундаментальных космических исследований в России». Через три месяца Николая Францевича не стало. Авторы сборника выражают соболезнования родным, друзьям и коллегам Санько Н.Ф. и предлагают вниманию его последнюю статью.

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

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

РАЗРАБОТКА АВТОНОМНОЙ БЕСПЛАТФОРМЕННОЙ АСТРОИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ

Г. А. Аванесов¹, Р. В. Бессонов¹, А. Н. Куркина¹, Е. А. Мыслик¹, А. С. Лискив¹, М. Б. Людомирский², И. С. Каютин², Н. Е. Ямщиков²

¹ Федеральное государственное бюджетное учреждение науки

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

² ЗАО «НПК «Электрооптика», Москва

Приведены основы идеологии создания астроинерциальных навигационных систем (АИНС) воздушного и наземного применения на базе бесплатформенных навигационных устройств: астровизирующего устройства (АВУ), инерциальной навигационной системы (ИНС) и спутникового навигационного приёмника. Сформулированы требования к оптическим и электронным компонентам АВУ АИНС. Приведены результаты экспериментальной отработки макета АИНС на земле и на объекте. Рассмотрены различные варианты астрокоррекции бесплатформенной ИНС, реализуемые в АИНС.

Ключевые слова: бесплатформенная астроинерциальная навигационная система, бесплатформенная инерциальная навигационная система, астровизирующее устройство, всемирное координированное время.

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

Задача круглосуточного наблюдения звёзд в навигационных целях в предшествующие десятилетия решалась путём наведения и длительного удержания оптико-электронных инструментов астроинерциальных навигационных систем (АИНС) в направлении на наиболее яркие звёзды с помощью гиросtabilизированных платформ. Наиболее современным прибором такого вида можно считать авиационную навигационную систему LN-120G (Stellar-Inertial

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

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

Куркина Анна Николаевна — программист, e-mail: kurkina@mail.ru.

Мыслик Евгений Александрович — программист, e-mail: pitonsensor@mail.ru.

Лискив Артём Станиславович — программист, e-mail: liskivAS@list.ru.

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

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

Ямщиков Николай Евгениевич — программист, e-mail: n.yam@mail.ru.

Navigation System), разработанную компанией Northrop Grumman (США) и позиционируемую как самую точную в мире по указанию курса. В состав LN-120G входят высокоточные лазерные гироскопы, кварцевые акселерометры, спутниковый навигационный приёмник и астровизир с механическим приводом, обеспечивающим наведение на 57 наиболее ярких звёзд (до 2-й звёздной величины).

Построение бесплатформенной АИНС позволяет исключить применение высокоточного механического кардана, повысить надёжность и точность, уменьшить габариты и стоимость системы. Для функционирования бесплатформенной АИНС, не имеющей устройства наведения и требующей наблюдения группы из 2-3 звёзд в поле зрения системы при любой её ориентации, можно различать гораздо более тусклые звёзды с помощью астровизирующего устройства (АВУ).

На рис. 1 показана зависимость требуемой чувствительности прибора от величины его поля зрения, полученная сканированием звёздного каталога. Из данных, приведённых на рис. 1, видно, что даже при широком поле зрения системы в 30° АВУ должно различать звёзды до 5-й звёздной величины. Таким образом, с исключением из АИНС механического устройства наведения необходимо работать со звёздами, яркость которых в 15...30 раз меньше, чем у звёзд 2-й звёздной величины (требуемых для узкопольных систем с наведением). Кроме того, при переходе от наводящейся узкопольной астровизирующей системы с наведением к широкоугольному бесплатформенному аналогу возникают технологические трудности как в части оптики, так и чувствительных элементов.

В настоящей работе решается задача создания бесплатформенной АИНС авиационного применения, не требующей наведения. Оптико-электронный астрокорректор в бесплатформенной АИНС должен визировать группу звёзд или Солнце, идентифицировать их в бортовом звёздном каталоге и в результате определять параметры ориентации при полёте на высотах не менее 10 км в любое время суток. Следует заметить, что решение задачи астрокоррекции возможно и на более низких высотах при условии прямой видимости астрообъектов на безоблачных участках неба.

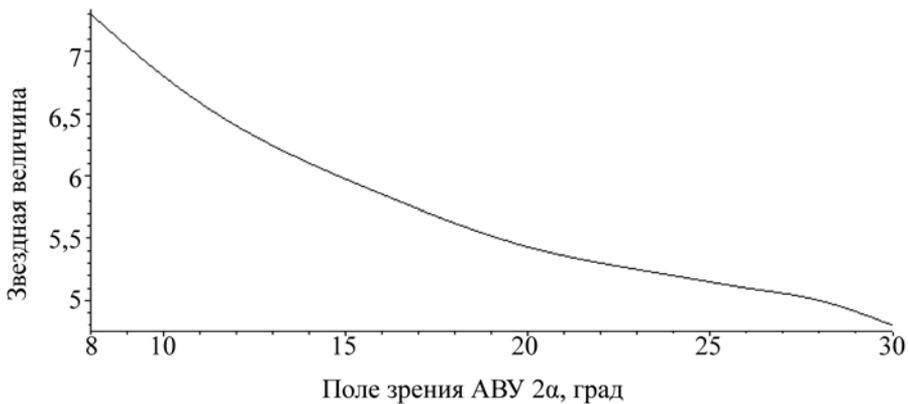


Рис. 1. Требуемая чувствительность астровизирующего устройства в зависимости от его поля зрения

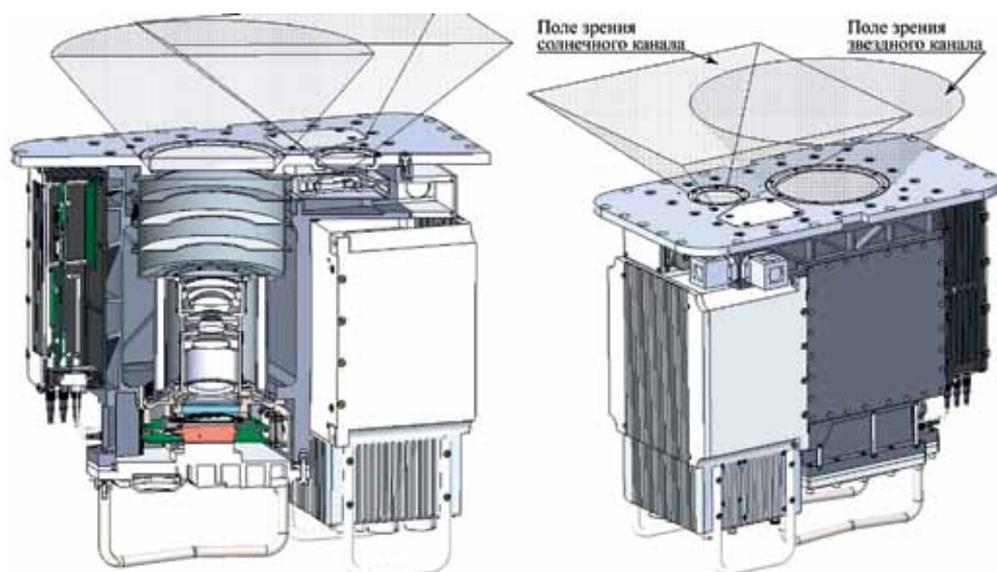


Рис. 2. Трёхмерная модель астроинерциальной навигационной системы

Бесплатформенная АИНС состоит из астровизирующего устройства и бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) на основе высокоточных лазерных гироскопов, кварцевых маятниковых акселерометров и встроенного навигационного приёмника сигналов СНС ГЛОНАСС/GPS-NAVSTAR. В состав АИНС входят два оптико-электронных канала, предназначенные для визирования звёзд и Солнца соответственно. В результате работы АИНС должна полностью автономно вычислять углы ориентации и параметры местоположения объекта. БИНС обеспечивает высокочастотное и помехоустойчивое решение навигационной задачи и формирует априорную информацию для работы АИНС. АИНС выполняет периодическую астрокоррекцию БИНС, вычисляя параметры трёхосной ориентации при визировании группы звёзд или 2 угла для астрокоррекции по измерениям направления на Солнце в случае засветки звёздного оптического канала.

Трёхмерная модель АИНС показана на рис. 2. Солнечный канал АИНС имеет поле зрения $\pm 50^\circ$, тогда как засветка звёздного канала происходит при отклонении Солнца от оптической оси на 40° . Таким образом, в ночное время суток и днём при углах Солнца более 40° от оптической оси АИНС визирует группу звёзд и определяет параметры трёхосной ориентации. В определённые интервалы времени солнечный канал уже визирует Солнце, а звёздный ещё способен распознавать звёзды. При углах Солнца менее 40° к оптической оси звёздный канал засвечен, и функционирует только солнечный.

Разработка бесплатформенной АИНС требует решения нескольких задач. Наибольшую трудность представляет создание прибора звёздной ориентации, способного визировать и автоматически выделять группу звёзд в поле зрения как в ночное время, так и днём, при близких углах Солнца к оптической оси. Определение параметров ориентации по известным локализованным звёздам представляет собой понятную задачу, так как в этом направлении накоплен значительный опыт при разработке и эксплуатации приборов звёздной

ориентации для космического применения. Следующим шагом в разработке АИНС является интеграция АВУ с высокоточной БИНС и реализация алгоритмов как астрокоррекции, так и поддержки АВУ по измерениям БИНС. Одновременно с этим требуется разработать солнечный датчик, способный определять направление на Солнце в широком поле зрения, и также необходимо построение алгоритмов астрокоррекции по Солнцу с учётом его эфемерид.

ВЫБОР ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ АСТРОВИЗИРУЮЩЕГО УСТРОЙСТВА

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

Исходя из фундаментальных свойств света можно считать, что средне-квадратическая величина (СКВ) фотонного шума есть квадратный корень из уровня самого фона Q_p , выраженного в количестве фотоэлектронов. Для регистрации звезды на изображении необходимо, чтобы уровень сигнала Q_s в самом ярком пикселе звезды превышал хотя бы в 3...5 раз СКВ шума, т. е. чтобы отношение сигнал/шум (S/N) превышало единицу:

$$S/N = \frac{Q_s}{3\sqrt{Q_p}}, \quad (1)$$

где Q_s — количество фотоэлектронов в самом ярком пикселе звезды; Q_p — количество фотоэлектронов, образованных в пикселах ПЗС-матрицы фоновым излучением.

Из выражения (1) следует, что отношение сигнал/шум растёт пропорционально квадратному корню из величины экспозиции, т. е. чем больше фотоэлектронов будет собрано камерой АВУ, тем выше будет отношение сигнал/шум для звёзд на кадре. Экспозиция, в свою очередь, ограничена потенциальной ямой ПЗС, временем накопления сигнала, диаметром входного отверстия объектива, квантовой чувствительностью ПЗС и пропускной способностью оптической системы. Заметим, что накопление сигнала, обеспечивающего достижение требуемого отношения сигнал/шум, может происходить как аналоговым путём в потенциальной яме ПЗС, так и с помощью цифрового сложения серии кадров в модуле обработки.

Одним из основных параметров, определяющих способность АВУ визуализировать звёзды на ярком фоне, является угловое разрешение фотокамеры. Увеличение углового разрешения позволяет уменьшить фоновое излучение

на пиксел пропорционально квадрату углового размера элемента разрешения. При этом, сохранив способность оптической системы собирать свет от звезды в один пиксел, удаётся существенно повысить отношение сигнал/шум. Заметим, что угловое разрешение зависит как от размера пиксела ПЗС-матрицы и фокусного расстояния, так и от способности объектива сфокусировать энергию от точечного источника. При ограниченном угловом разрешении объектива уменьшение размера пиксела становится не эффективным и практически не приводит к увеличению углового разрешения всей оптико-электронной системы.

Другим, не менее важным параметром АВУ является его поле зрения. Очевидно, чем шире поле зрения, тем более яркие звёзды удаётся регистрировать (рис. 3). На рис. 3, где показана зависимость полезного сигнала визируемых звёзд от величины поля зрения АВУ, видно, что увеличение поля зрения АВУ с 8 до 30° приводит к увеличению полезного сигнала на порядок.

Следующим ключевым условием, позволяющим повысить отношение сигнал/шум, является работа АВУ в ИК- и красной областях спектра излучения. Более наглядно это видно на рис. 4 и 5, где представлены спектральные светимости звёзд нулевой величины и спектральная яркость атмосферы. Из данных рис. 5 видно, что спектральная яркость атмосферы сильно падает с увеличением длины волны. Это объясняет голубой цвет нашего неба для стандартного человеческого глаза. Для снижения фонового сигнала целесообразно устранить из спектра чувствительности оптического тракта область максимального спектра излучения атмосферы, применяя красный фильтр. Например, при использовании фильтра КС14, «отрезающего» область спектра менее 6000 \AA , отношение сигнал/шум увеличивается в 3,2 раза для красных звёзд класса К и в 2 раза для синих звёзд класса А. При этом время экспонирования должно быть увеличено в 4,2 раза для получения того же уровня фонового сигнала на кадрах. Использование фильтра с полосой пропускания выше 9000 \AA позволяет повысить отношение сигнал/шум в 9 раз для красных звёзд и в 5 раз для синих, однако требует увеличения времени накопления в 66 раз.

Важно отметить, что время накопления сигнала ограничено условием стационарности света от звёзд на плоскости ПЗС-матрицы во время экспонирования при угловых движениях носителя. На рис. 6 представлены реально измеренные эволюции углов самолёта при его движении в режиме автопилота. При анализе данных рис. 6 можно сделать вывод, что на некоторых участках полёта угловая скорость может достигать значений в 1 град/с и более. Очевидно, что при столь значительной угловой скорости изображение звезды на кадре может распределяться на десятки пикселов, что недопустимо при дневной съёмке. Таким образом, важно понимать, что угловые возмущения самолёта резко ограничивают время накопления изображения и возможность уменьшения фонового излучения с помощью оптического фильтра. Время экспозиции также сильно связано с диаметром входного отверстия объектива: увеличение относительного отверстия в 2 раза приводит к уменьшению времени экспозиции в 4 раза.

Фокусное расстояние объектива влияет практически на все условия оптимизации, и его выбор приводит к противоречивым результатам. С одной стороны, увеличение фокусного расстояния повышает угловое разрешение, что приводит к уменьшению фона в пикселе.

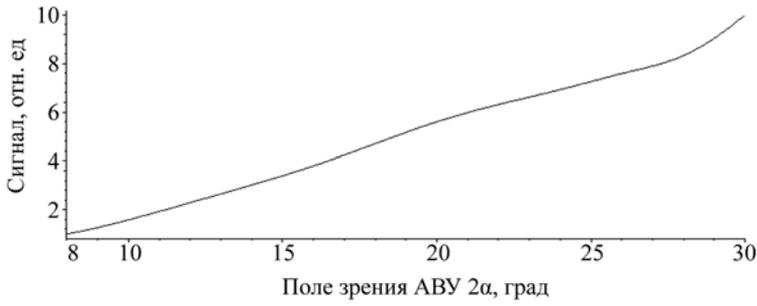


Рис. 3. Зависимость полезного сигнала визируемых звёзд от поля зрения астровизирующего устройства

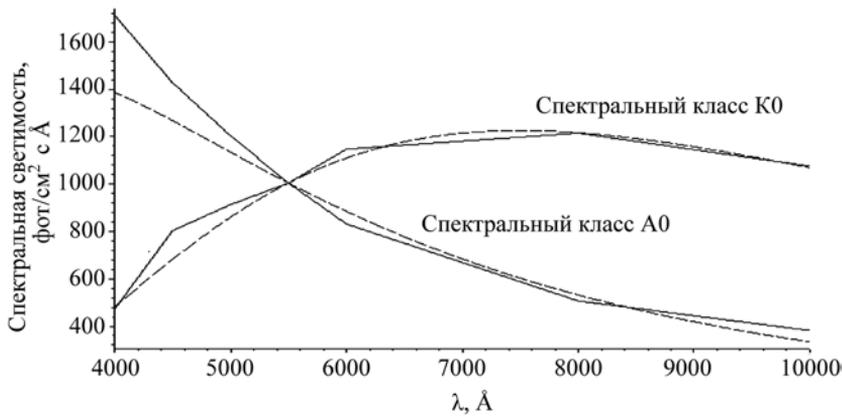


Рис. 4. Спектральная светимость от звёзд нулевой величины

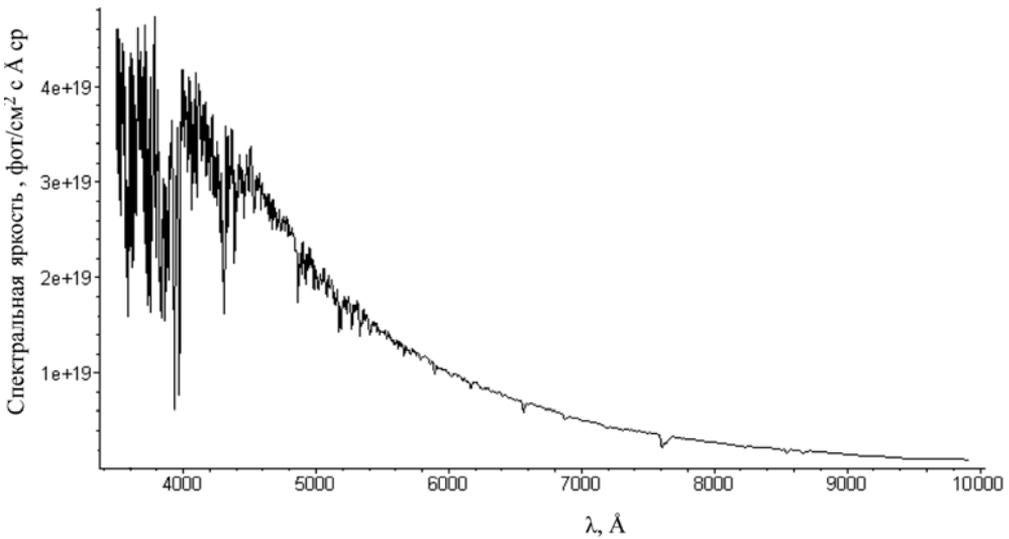


Рис. 5. Спектральная яркость атмосферы на высоте 10 км и при угле Солнца 40° к месту наблюдения

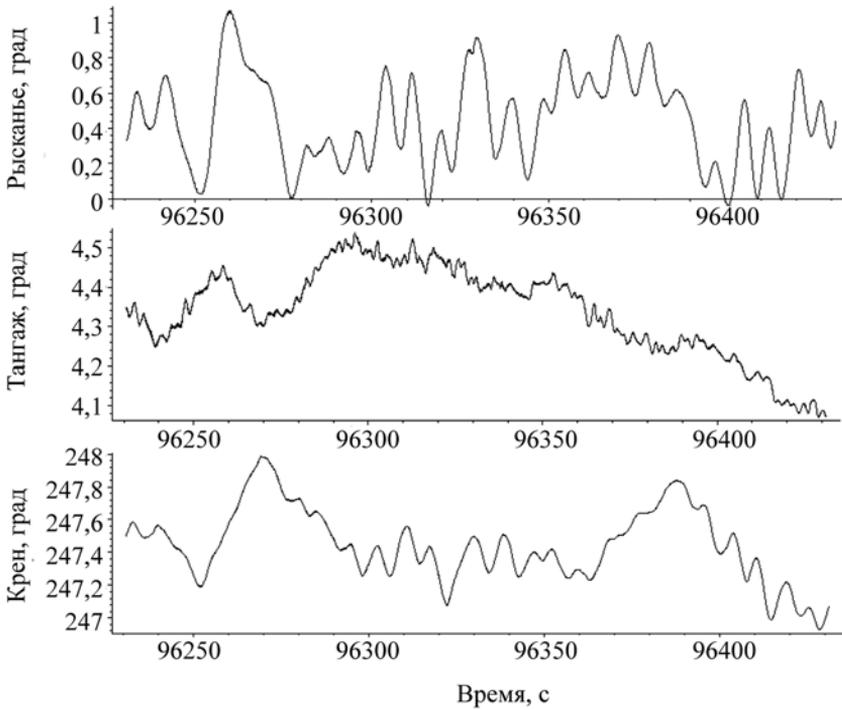


Рис. 6. Угловые возмущения объекта

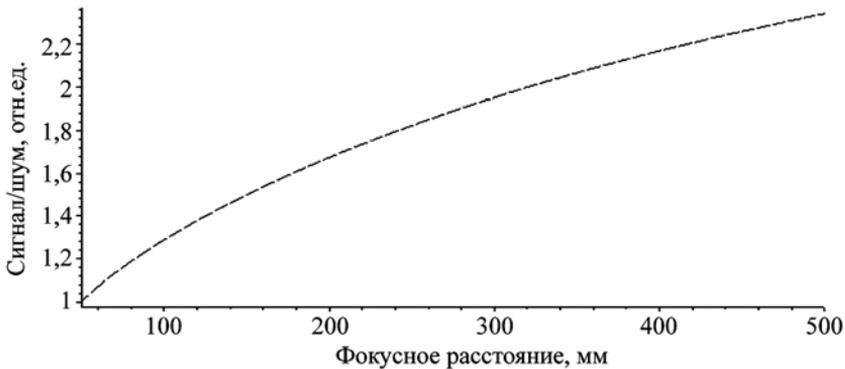


Рис. 7. Отношение сигнал/шум в зависимости от фокусного расстояния объектива

С другой стороны, увеличение фокусного расстояния влечёт за собой уменьшение поля зрения АВУ, и, как следствие, — необходимость регистрировать сигнал от более тусклых звёзд. На рис. 7 показано, как меняется отношение сигнал/шум в зависимости от фокусного расстояния объектива.

Как видно на рис. 7, при увеличении фокусного расстояния с 50 до 500 мм отношение сигнал/шум улучшилось всего в 2,2 раза. При этом повысилась угловое разрешение, и, как следствие, возросла чувствительность к влиянию вибраций в смысле появления эффекта «смазывания» изображения звезды по нескольким пикселям. Кроме того, на практике для длиннофокусных объективов технологически трудно обеспечить острую фокусировку

в один пиксел в широком поле зрения. В результате, в ряде случаев увеличение фокусного расстояния может только ухудшить отношение сигнал/шум.

Итак, фотокамера АВУ АИНС должна обладать большой ПЗС-матрицей, обеспечивающей широкое поле зрения, и маленьким пикселом, позволяющим достичь высокого углового разрешения. Кроме того, ПЗС-матрица должна иметь высокую квантовую чувствительность в красной и ИК-областях спектра излучения и большую потенциальную яму для накопления достаточного количества фотоэлектронов. Объектив астрокамеры должен быть дифракционного качества и иметь предельные характеристики в смысле углового разрешения и аберраций по всему полю зрения. Большое входное отверстие объектива обеспечивает накопление значительного количества света на коротких выдержках. В оптической системе используется красный фильтр, устраняющий синюю, зелёную и жёлтую части спектра излучения. Время накопления видеoinформации в АВУ должно быть выбрано с учётом углового движения самолёта и особенностей работы затвора.

В ходе оптимизации параметров АВУ по перечисленным критериям был проведён выбор ключевых его элементов — ПЗС-матрицы, объектива, оптического фильтра и затвора. При выборе рассматривались «претенденты», достигнувшие предельных характеристик на современном этапе развития техники, после чего проводился детальный фотометрический расчёт, учитывающий спектральную яркость дневной атмосферы, спектральную светимость звёзд и их распределение по небосводу, а также спектральные характеристики ПЗС-матриц и объективов. Кроме того, в расчёте учитывалась реально достижимая функция размытия точки объективов, ограниченная дифракционным пределом.

В результате расчёта показано, что ни одна из современных ПЗС- или КМОП-матриц не позволяет решить задачу визирования группы звёзд в любом участке небосвода на одном кадре в дневных условиях освещения: на редконаселённых звёздами участках неба АВУ не способно выделить полезный сигнал от звёзд на фоне фотонного шума от рассеянного света в столбе атмосферы в поле зрения прибора при близких углах Солнца. Более того, такие чувствительные элементы и объективы, скорее всего, не появятся в обозримом будущем, или это будут системы со сверхбольшими габаритами. В качестве примера можно привести космический телескоп «Кеплер» с фокусным расстоянием более 1 м и относительным отверстием $1/1,2$ и 42 ПЗС-матрицами с общим размером около 250 мм, установленными в фокальной плоскости. Столь большая чувствительная плоскость в совокупности с телескопом Шмита обеспечивают поле зрения 12° . Если бы телескоп «Кеплер» был использован не по назначению, а для визирования группы звёзд в дневное время суток, то достигнутое отношение сигнал/шум для самых редконаселённых звёздами участков неба не превышало бы единицы. Такое отношение опять же достигается только при использовании слежения за звёздами. Это говорит о том, что телескоп «Кеплер» решал бы поставленную задачу на пределе с точки зрения фотометрии и не решал бы её вовсе с точки зрения стойкости к вибрациям объекта.

Так же не очевидна перспектива визирования группы звёзд в одном кадре при приемлемых габаритах объектива в случае работы в ИК-области спектра. Появление больших чувствительных ПЗС-матриц со спектральным диапазоном от 1,5 мкм позволит обеспечить широкое поле зрения и работу при зна-

чительно сниженном атмосферном свечении. Однако, вследствие увеличения пятна Эйри на этих длинах волн, растёт и размер пиксела, а следовательно, увеличивается и фон. Следует отметить, что использование доступных современных ИК-матриц не позволяет решить задачу без наведения.

При выборе реально достижимых элементов для построения АВУ по классической оптической схеме космического звёздного датчика при разумных габаритно-массовых характеристиках было показано, что высокое отношение сигнал/шум достигается благодаря использованию объектива с фокусным расстоянием 125 мм и относительным отверстием 1/4 и 40-мегапиксельной ПЗС-матрицы (размер пиксела 6,8 мкм). При этом АВУ работает в диапазоне волн от 700 до 1050...1100 нм. На рис. 8 показаны результаты расчёта для выбранных элементов. В верхнем левом углу изображён сигнал от наиболее тусклой звезды, которую потребуется визировать АВУ при круговом поле зрения 22° . Сигнал от неё будет составлять около 250...300 электрон. При этом фон, накопленный за экспозицию (см. рис. 8, внизу слева), будет равен ~ 30 тыс. электронов с СКВ фотонного шума ~ 170 электрон. В правом верхнем углу рис. 8 показан сигнал от звезды на фоне шума. Видно, что при отношении сигнал/шум 0,4 звезда не различима.

Как было упомянуто выше, накапливать полезный сигнал можно благодаря усреднению серии кадров. Так как фотонный шум случаен, то операция усреднения приводит к снижению его уровня в квадратный корень раз от количества кадров, используемых для усреднения.

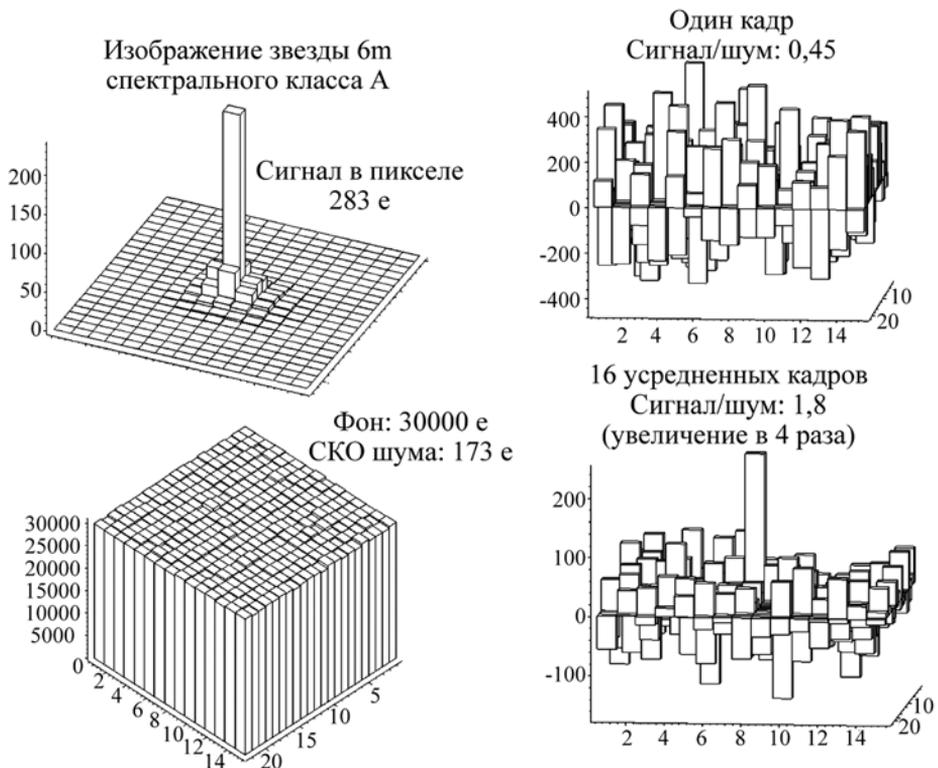


Рис. 8. Результат расчёта астровизирующего устройства

При усреднении кадров одних и тех же участков неба вокруг звёзд и сведении сигнала от звезды в один пиксел ПЗС-матрицы на различных кадрах удаётся повысить отношение сигнал/шум в квадратный корень раз из количества усредняемых кадров. На рис. 8 в нижнем правом углу показан результат усреднения 16 кадров со звездой примерно в 270 электрон и с исходным шумом в 173 электрона (см. рис. 8, внизу слева). Видно, что после усреднения уровень шума упал в 4 раза, отношение сигнал/шум увеличилось до 2, а звезда стала различима на фоне дневного неба.

Заметим, что представленный результат слабо зависит от собственного шума камеры АВУ, так как даже при большом по современным меркам собственном шуме камеры в 30 электрон суммарный шум на кадре будет составлять 175 электрон, и основные усилия при решении задачи направлены на борьбу с внешней помехой, которая существует независимо от чувствительности измерительных средств.

ИССЛЕДОВАНИЕ МАКЕТА АСТРОИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ

После выбора элементов АВУ были разработаны макет и его программно-математическое обеспечение, а также проведена интеграция с БИНС. На рис. 9 представлен макет АВУ, установленный вместе с БИНС на одну общую монтажную раму. Алгоритмическая интеграция АВУ и БИНС в составе АИНС заключается во взаимной информационной поддержке двух устройств. БИНС формирует априорную информацию для АВУ, необходимую для сведения звёзд в сериях кадров с точностью до пиксела, что позволяет АВУ визировать звёзды и в результате своих вычислений корректировать дрейфы БИНС. Процедура сведения звёзд выполняется на определённых интервалах времени, за которые БИНС не накапливает существенных относительных погрешностей. Поэтому требования, предъявляемые к точностным характеристикам БИНС, касаются в основном погрешностей, накопленных на относительно коротких интервалах времени. По измеренным углам ориентации системы координат БИНС в географической и местной системах координат, известному времени и матрице перехода между системами координат БИНС и АВУ вычисляется положение звёзд в плоскости ПЗС-матрицы во время экспозиции. На рис. 10 показаны относительные погрешности БИНС, накопленные на пятиминутных интервалах интегрирования, после выражения их в долях пиксела ПЗС-матрицы АВУ.

В ходе наземной отработки АИНС был проведён следующий эксперимент. АИНС, установленная на неподвижном основании с АВУ, наведённым в нади́р, вращалась вместе с Землёй в инерциальном пространстве с угловой скоростью около 15 град/ч. Как экспериментальным, так и расчётным путём было показано, что яркость столба атмосферы в поле зрения АВУ при съёмке в нади́р с высоты 10 км и угле 40° между Солнцем и оптической осью АВУ будет эквивалентна яркости фона при съёмке с Земли и угле Солнца над горизонтом в 3...5°, т. е. при работе сразу после восхода Солнца. Последнее обусловлено существенным различием в массе слоёв воздуха и аэрозолей в поле зрения АВУ, на которых происходит рассеяние солнечного света. Достаточно сказать, что 90 % массы атмосферы лежит ниже уровня в 10 км.

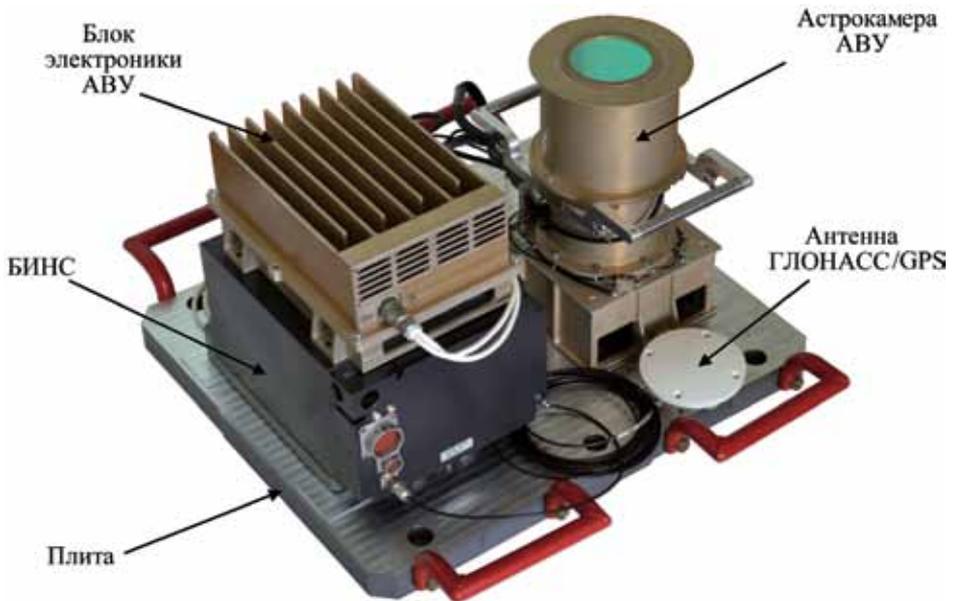


Рис. 9. Макет АВУ и БИНС на одном основании

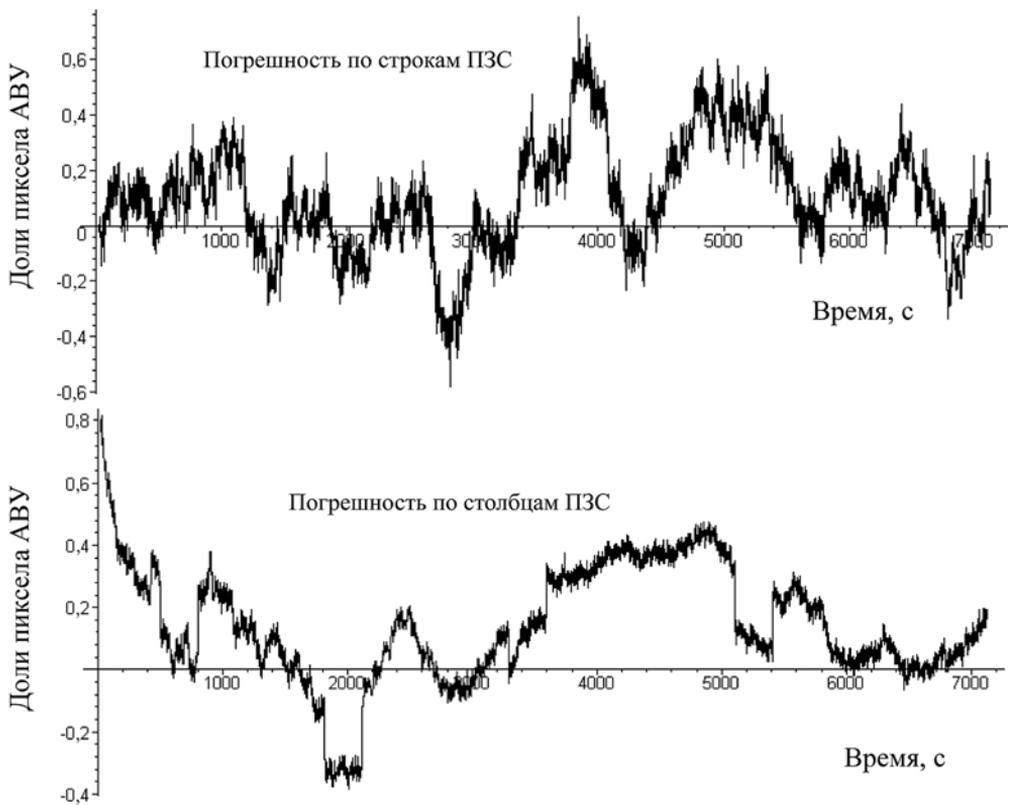


Рис. 10. Погрешности БИНС на пятиминутных интервалах времени, приведённые к плоскости ПЗС-матрицы

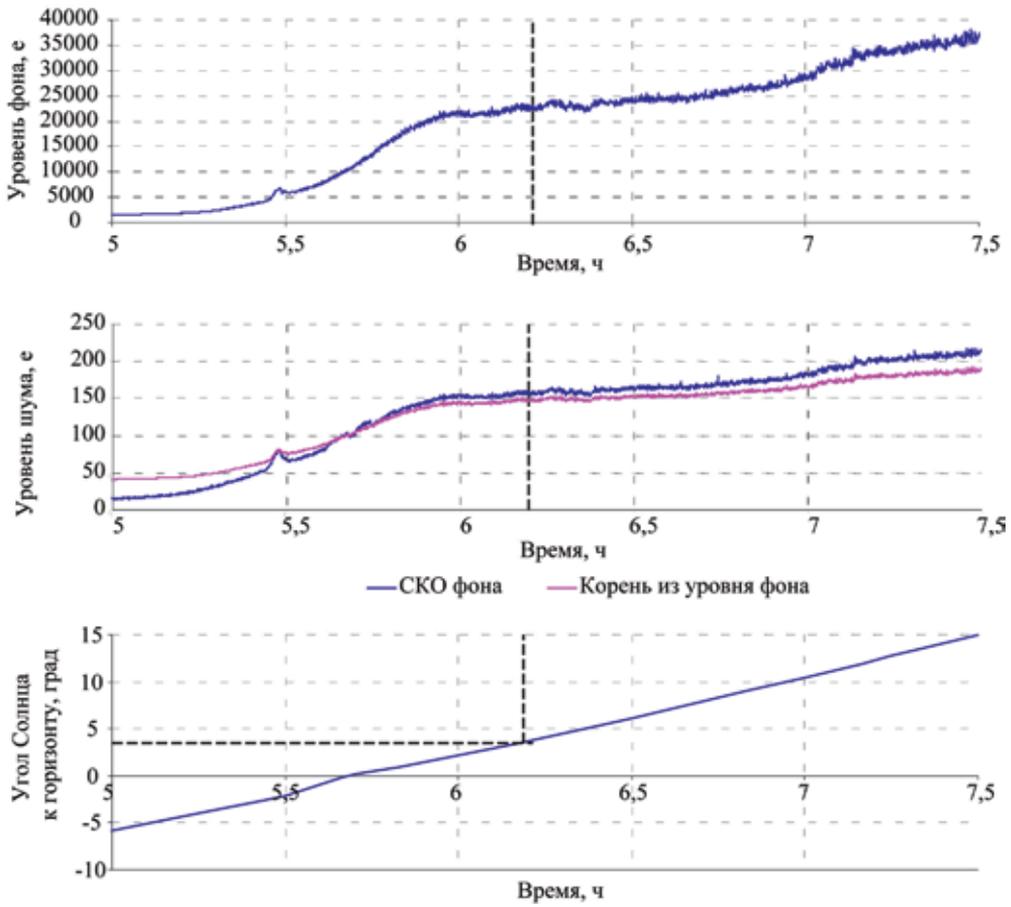


Рис. 11. Зависимость уровней фона и шума на кадре от угла Солнца над горизонтом

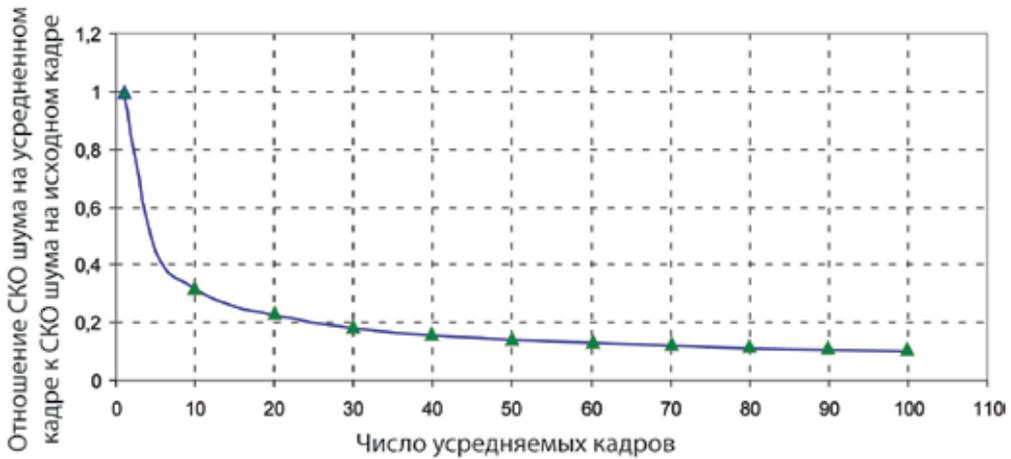


Рис. 12. Зависимость усреднённого шума на кадре от количества усредняемых кадров

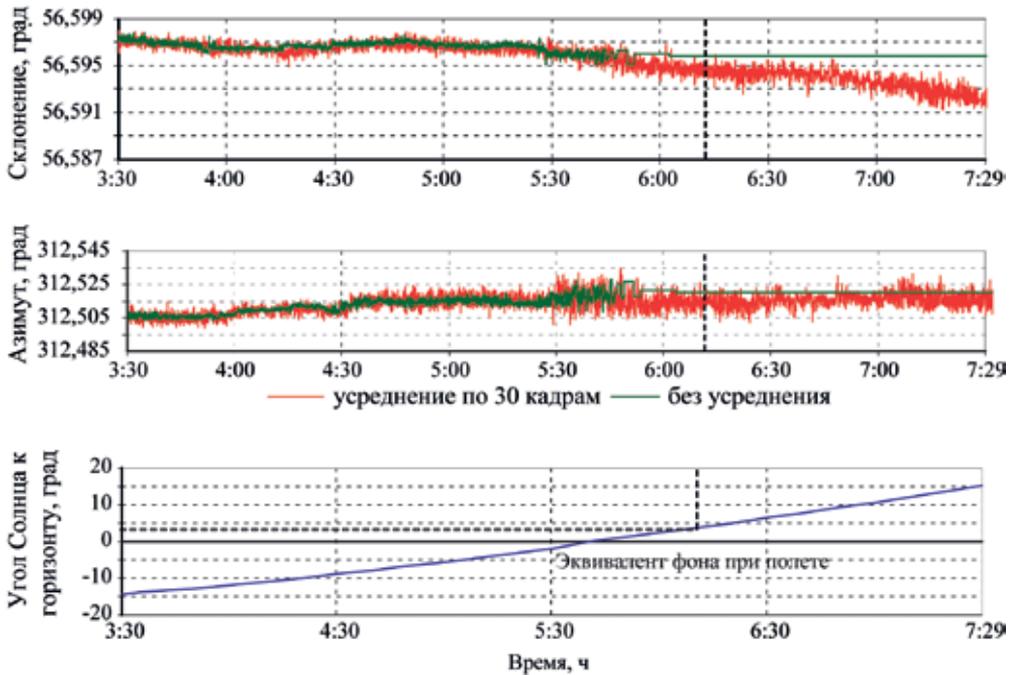


Рис. 13. Точность измерений АВУ в зависимости от угла Солнца над горизонтом

На рис. 11 показано, как фон и шум на кадре растут пропорционально времени и углу восхода Солнца. Как видно, при углах Солнца $3...5^\circ$ фон составляет 25...30 тыс. электрон, а шум близок к квадратному корню из значения фона; это подтверждает то, что шум фотонный и имеет случайный характер, СКО фона составляет 150...170 электрон. Обработка изображений звёзд, полученных в ночное время, показывает, что самые тусклые звёзды, с которыми придётся работать АВУ, имеют интегральную яркость 200...300 электрон, что полностью согласуется с расчётом. На рис. 12 показано, как СКО шума падает пропорционально количеству обрабатываемых кадров (точками показаны экспериментальные данные, а непрерывной кривой отображена расчётная зависимость).

На рис. 13 приведены результаты расчёта параметров трёхосной ориентации приборной системы координат (СК) АВУ относительно экваториальной СК, полученные в ходе эксперимента. Так как прибор вращался в составе АИНС вместе с Землёй, то углы прямого склонения и азимута АВУ должны оставаться неизменными при условии компенсации эффектов прецессии и нутации земной оси. На рис. 13 показаны ряды измерений, полученные на 5-часовом отрезке времени, фактически перекрывающем все возможные уровни фоновой освещённости, которые могут возникать при эксплуатации системы на высоте 10 км. Зелёным цветом показаны измерения, выполненные без усреднения по одиночным кадрам. Красной линией обозначены углы, полученные усреднением 30 кадров. Как видно, при угле Солнца около 0° алгоритм, использующий одиночные кадры, теряет возможность визуализировать необходимое для распознавания количество звёзд. Важно, что при дальнейшей засветке алгоритм не производит ложных распознаваний, которые

могли бы возникать вследствие большого уровня помех. Как видно, алгоритм, использующий обработку серий кадров, продолжает надёжно решать задачу и при значительно большем фоне.

Из данных рис. 13 видно, что углы ориентации имеют низкочастотную составляющую, обусловленную температурными деформациями конструкции макета АВУ. Эти деформации устраняются в термостабильной конструкции. Реально достигнутая точность, измеренная на получасовых отрезках времени без усреднения ночью, составляет около 1 угл. с по двум углам ориентации, определяющим ориентацию плоскости ПЗС-матрицы в инерциальном пространстве, и 4 угл. с по углу, определяющему разворот вокруг оптической оси. При использовании усреднения точность при ночной съёмке составляет соответственно 1,5 и 10 угл. с. При работе днём точность практически не меняется и составляет 2 и 12 угл. с по различным углам. Достижение подобных точностей в высокоразрешающей системе невозможно без геометрической калибровки АВУ и учёта эффектов дисторсии и аберраций.

Анализ экспериментальных данных об уровнях полезного сигнала и фоновой засветки показал, что решение задачи визирования звёзд на всех участках небесной сферы с высоты 10 км и угле Солнца 40° от оптической оси потребует сложения около 50 кадров. В разработанном макете АВУ реализованы программно-аппаратные решения ускоренного чтения ПЗС-матрицы, благодаря чему достигается частота обновления видеoinформации и усреднения кадров около 2 Гц. Таким образом, получение требуемого ряда изображений займёт около 30 с.

Существует возможность использования АИНС в наземных условиях. Экспериментально показано, что для визирования звёзд в наиболее бедном звёздами участке небесной сферы с высоты уровня моря при угле Солнца 40° от оптической оси прибора потребуются обрабатывать около 300 кадров, которые могут быть получены за 2,5 мин. Очевидно, что задача определения параметров ориентации по серии кадров будет успешно решена только в ясную погоду.

Условия реального полёта могут несколько увеличивать интервал времени, необходимый для накопления кадров. Вибрации объекта приводят к «размазыванию» энергии звезды по плоскости ПЗС-матрицы, что неприемлемо для решения задачи с предельно низким отношением сигнал/шум. Кадры, выполненные при значительной угловой скорости эволюций объекта, целесообразно использовать в процедуре усреднения, так как они практически не несут полезного сигнала в одном пикселе и увеличивают шум. Поэтому в алгоритмическом обеспечении АИНС реализован режим анализа текущей динамики объекта — при значительной величине угловой скорости экспонирование не выполняется, а по окончании экспонирования проверяется угловое перемещение за время накопления. Кадр считается непригодным для дальнейшей обработки в случае угловых перемещений объекта, превышающих за время экспонирования угловую цену 3 пикселей ПЗС-матрицы (это эквивалентно возникновению угловой скорости более $0,3$ град/с). На рис. 14 показаны реально измеренные угловые перемещения объекта, возникающие в ходе равномерного прямолинейного движения за время экспозиции 20 мс и пересчитанные на плоскость ПЗС-матрицы. Как видно, в подавляющем большинстве моментов времени условие стационарности выполняется, и АВУ может снимать кадры, пригодные для определения параметров ориентации.

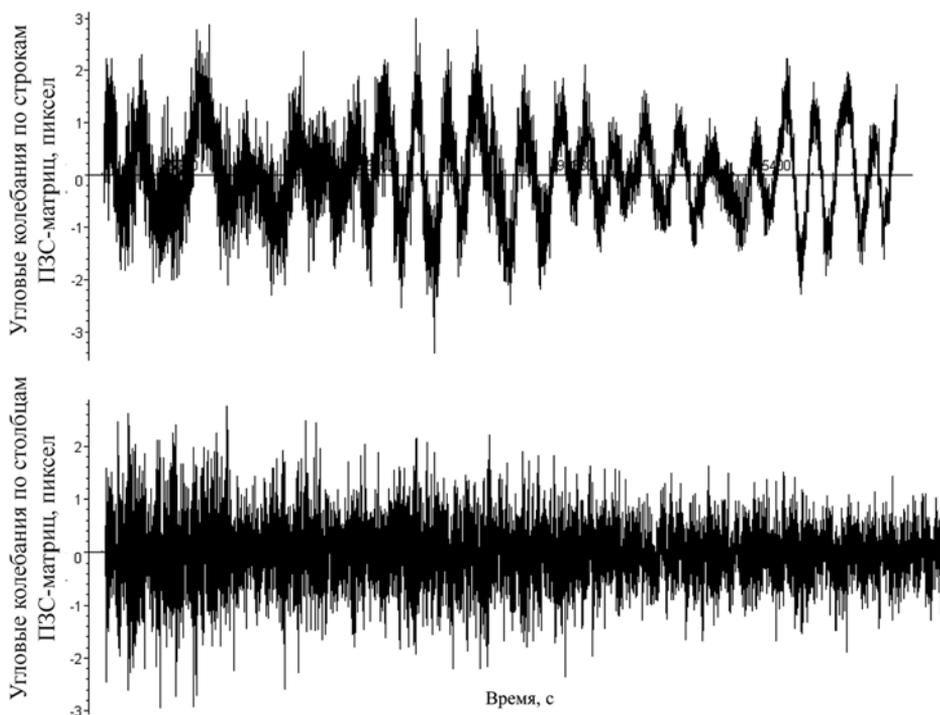


Рис. 14. Угловые колебания объекта за время экспозиции

Итак, усредняя при необходимости серии кадров с помощью показаний БИНС, АВУ визирует группу звёзд, в том числе и днём, и определяет параметры трёхосной ориентации с высокой точностью. Измерения АВУ используются для астрокоррекции БИНС.

АСТРОКОРРЕКЦИЯ БЕСПЛАТФОРМЕННОЙ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ

Коррекция БИНС основана на использовании различия в спектрах погрешностей внешних датчиков, и астрокоррекция не является исключением. Погрешности автономной БИНС имеют низкочастотный спектр (шулеровские и суточные колебания) и тенденцию к увеличению со временем, погрешности же АВУ и встроенного приёмника СНС — более высокочастотные, с практически нулевыми СКО, что в целом позволяет выделять погрешности БИНС [Grewal et al., 2001].

В основе методологии астрокоррекции БИНС лежит взаимосвязь между различными системами координат (СК), используемыми в работе АИНС. К основным таким СК относятся: ECI — фундаментальная инерциальная СК эпохи J2000; $ECEF$ — геоцентрическая земная (гринвичская) СК; ENU — топцентрическая (местная географическая) СК; B_{IMU} — приборная СК БИНС (правая прямоугольная СК, оси которой связаны со строительными осями БИНС); B_{ST} — приборная СК АВУ (правая прямоугольная СК, оси которой связаны с оптической осью и плоскостью ПЗС-матрицы АВУ).

Взаимосвязь между перечисленными СК математически удобно представлять в виде простого матричного уравнения, задающего переход от ECI к B_{ST} :

$$C_{ECI}^{ST} = C_{IMU}^{ST} \cdot C_{ENU}^{IMU} \cdot C_{ECEF}^{ENU} \cdot C_{ECI}^{ECEF}, \quad (2)$$

где C_{ECI}^{ST} — матрица, характеризующая угловое положение B_{ST} относительно ECI ; C_{IMU}^{ST} — матрица привязки B_{IMU} к B_{ST} , определяемая на этапе технологической юстировки АИНС; C_{ENU}^{IMU} , C_{ECEF}^{ENU} , C_{ECI}^{ECEF} — матрицы переходов от ENU к B_{IMU} , от $ECEF$ к ENU и от ECI к $ECEF$, соответственно.

В свою очередь, матрицы C_{ENU}^{IMU} и C_{ECI}^{ECEF} из состава уравнения (2) могут быть определены в виде

$$C_{ENU}^{IMU} = C_{\gamma} \cdot C_{\theta} \cdot C_{\psi}; \quad (3)$$

$$C_{ECI}^{ECEF} = R_{pol} \cdot R_S \cdot N \cdot P, \quad (4)$$

где

$$C_{\gamma} = \begin{bmatrix} \cos \gamma & 0 & -\sin \gamma \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \gamma & 0 & \cos \gamma \end{bmatrix}, \quad C_{\theta} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \theta & \sin \theta \\ 0 & -\sin \theta & \cos \theta \end{bmatrix}, \quad C_{\psi} = \begin{bmatrix} \cos \psi & -\sin \psi & 0 \\ \sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

— матрицы элементарных поворотов на углы крена γ , тангажа θ и курса ψ соответственно; R_{pol} — матрица, учитывающая смещение положения полюса Земли в эпоху t (в текущий момент времени); R_S — матрица учёта суточного вращения Земли; N , P — матрицы нутации и прецессии в эпоху t соответственно.

С учётом (3) и (4) уравнение (2) можно представить в виде соотношения

$$C_{ECI}^{ST} = C_{IMU}^{ST} \cdot C_{\gamma} \cdot C_{\theta} \cdot C_{\psi} \cdot C_{ECEF}^{ENU} \cdot C_{ECI}^{ECEF} \quad (5)$$

или

$$C_{ECI}^{ST} = C_{IMU}^{ST} \cdot C_{ENU}^{IMU} \cdot C_{ECEF}^{ENU} \cdot R_{pol} \cdot R_S \cdot N \cdot P. \quad (6)$$

Следует добавить, что основной информацией, поступающей от АВУ в БИНС, являются элементы матрицы ориентации C_{ECI}^{ST} , а параметры матриц C_{IMU}^{ST} , R_{pol} известны до начала работы АИНС. Итак, на основе представленных соотношений (2), (5), (6) и реализуются различные режимы (варианты) астрокоррекции БИНС.

РЕЖИМ КОМПЕНСАЦИИ ПОГРЕШНОСТЕЙ ОПРЕДЕЛЕНИЯ УГЛОВ ОРИЕНТАЦИИ В БЕСПЛАТФОРМЕННОЙ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЕ

Этот режим осуществляется при совместной обработке в БИНС данных приёмника СНС и АВУ. Периодически получаемые от приёмника СНС значения геодезических широты B и долготы L местоположения объекта позволяют сформировать матрицу C_{ECEF}^{ENU} в виде

$$C_{ECEF}^{ENU} = \begin{bmatrix} -\sin L & \cos L & 0 \\ -\sin B \cdot \cos L & -\sin B \cdot \sin L & \cos B \\ \cos B \cdot \cos L & \cos B \cdot \sin L & \sin B \end{bmatrix}.$$

Матрица C_{ECI}^{ECEF} вычисляется в соответствии с документом [РД 50-25645.325-89, 1989] по справочным данным и информации о точном всемирном координированном времени UTC, также оперативно поступающей от приёмника СНС. Это даёт возможность определить все элементы $\left(C_{ENU}^{IMU}\right)_{i,j}$ матрицы C_{ENU}^{IMU} при использовании преобразованного выражения (2):

$$C_{ENU}^{IMU} = \left(C_{IMU}^{ST}\right)^{-1} \cdot C_{ECI}^{ST} \cdot \left(C_{ECI}^{ECEF}\right)^{-1} \cdot \left(C_{ECEF}^{ENU}\right)^{-1}. \quad (7)$$

С другой стороны, из работ [Grewal et al., 2001; Жаров, 2006] известно, что элементы матрицы зависят от искомым оценок углов θ , γ и ψ , которые легко определяются как

$$\theta = \arcsin \left(C_{ENU}^{IMU}\right)_{23}; \quad \gamma = \arctg \frac{-\left(C_{ENU}^{IMU}\right)_{13}}{\left(C_{ENU}^{IMU}\right)_{33}}; \quad \psi = \arctg \frac{-\left(C_{ENU}^{IMU}\right)_{21}}{\left(C_{ENU}^{IMU}\right)_{22}}$$

углов θ , γ и ψ .

Погрешность определения геодезических координат места соответствует точностным характеристикам приёмника СНС (единицы метров), а точность определения углов ориентации относительно местной топоцентрической СК — точности АВУ, т. е. единицам угловых секунд.

РЕЖИМ КОМПЕНСАЦИИ ПОГРЕШНОСТЕЙ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ГЕОДЕЗИЧЕСКИХ КООРДИНАТ И УГЛА РЫСКАНЬЯ БЕСПЛАТФОРМЕННОЙ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ

Этот режим реализуется в случае пропадания информации от приёмника СНС из-за потери слежения за радиосигналами, отказа приёмника во время работы или по иной подобной причине. Время UTC, требующееся для вычисления матрицы C_{ECI}^{ECEF} , определяется вычислителем БИНС путём счисления тактов своего микропроцессора от момента пропадания информации от приёмника СНС.

Для погрешностей углов крена и тангажа, вырабатываемых автономной БИНС, характерно отсутствие линейных трендов и интенсивного роста (амплитуды колебаний ошибок не превышают 20 угл.с), в отличие от погрешностей определения угла рысканья и геодезических координат, поэтому в рассматриваемом режиме осуществляется именно позиционная коррекция и коррекция угла рысканья на основе соотношения (5) и имеющихся данных.

Выражение (5) легко можно привести к виду

$$C_{\psi} \cdot C_{ECEF}^{ENU} = \left(C_{\theta}\right)^{-1} \cdot \left(C_{\gamma}\right)^{-1} \cdot \left(C_{IMU}^{ST}\right)^{-1} \cdot C_{ECI}^{ST} \cdot \left(C_{ECI}^{ECEF}\right)^{-1}. \quad (8)$$

Левая часть (8), т. е. произведение $C_\psi \cdot C_{ECEF}^{ENU}$, может быть выражена через искомые оценки широты B , долготы L и курса ψ , что позволяет вычислить эти оценки через элементы произведения $C_\psi \cdot C_{ECEF}^{ENU}$:

$$B = \arcsin \left(C_\psi \cdot C_{ECEF}^{ENU} \right)_{33}, \quad L = \arctg \frac{\left(C_\psi \cdot C_{ECEF}^{ENU} \right)_{32}}{\left(C_\psi \cdot C_{ECEF}^{ENU} \right)_{31}},$$

$$\psi = \arctg \frac{-\left(C_\psi \cdot C_{ECEF}^{ENU} \right)_{13}}{\left(C_\psi \cdot C_{ECEF}^{ENU} \right)_{23}}.$$

Полученные оценки в дальнейшем используются для расчёта в БИНС поправок к текущим значениям координат и угла рыскания.

Погрешности определения местной вертикали в БИНС в совокупности с ошибками АВУ приводят к максимальным погрешностям определения координат порядка 450 м и угла ψ около 20 угл. с.

РЕЖИМ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ВРЕМЕНИ В БЕСПЛАТФОРМЕННОЙ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЕ

Для обоих вышеупомянутых штатных режимов работы АИНС характерно полное или косвенное использование информации от приёмника СНС, что ограничивает автономность и сферу применения АИНС. В наиболее неблагоприятном случае отсутствия данных от приёмника СНС с момента включения АИНС система будет вынуждена функционировать полностью автономно. При этом наиболее критическим фактором является отсутствие информации о времени UTC, без которого немыслимо комплексирование с АВУ.

Именно для такого случая предлагается вариант определения звёздного гринвичского времени и времени UTC по данным АВУ для стартовой инициализации средств счисления времени в АИНС.

Как и в рассмотренных выше случаях штатной работы АИНС, алгоритмической основой такого варианта работы являются простые алгебраические манипуляции с уравнениями типа (6) с последующим применением к ним общеизвестных численных процедур для получения конкретного результата.

Из источников [РД 50-25645.325-89, 1989; Жаров, 2006] известно, что от текущего времени зависят такие компоненты уравнения (6) как матрицы R_S , N и P , причём в случае N и P такая зависимость сложна, принципиально нелинейна [Жаров, 2006] и представляется весьма незначительной с точки зрения влияния эффектов нутации и прецессии на точность АИНС при работе в критическом режиме. В дальнейших расчётах матрицы R_S по упрощённому и преобразованному уравнению (6) это влияние не учитывается:

$$R_S = \left(R_{pol} \right)^{-1} \cdot \left(C_{ECEF}^{ENU} \right)^{-1} \cdot \left(C_{ENU}^{IMU} \right)^{-1} \cdot \left(C_{IMU}^{ST} \right)^{-1} \cdot C_{ECI}^{ST}. \quad (9)$$

Для вычисления элементов матриц C_{ECEF}^{ENU} , C_{ENU}^{IMU} не остаётся ничего иного, как использовать показания БИНС.

С другой стороны, матрица учёта суточного вращения Земли в общепринятом представлении является матрицей направляющих косинусов вида

$$R_S = \begin{bmatrix} \cos(S_{GMT} + N_\alpha) & \sin(S_{GMT} + N_\alpha) & 0 \\ -\sin(S_{GMT} + N_\alpha) & \cos(S_{GMT} + N_\alpha) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad (10)$$

где S_{GMT} — гринвичское среднее звёздное время (GMT) в эпоху t ; N_α — нутация в прямом восхождении в эпоху t .

Гринвичское среднее звёздное время можно вычислить как:

$$S_{GMT} = \arcsin(R_S)_{12} - N_\alpha, \quad (11)$$

для него же известна [РД 50-25645.325-89, 1989] следующая аппроксимирующая зависимость:

$$S_{GMT} = 1,7533685592 + 0,0172027918051 \cdot d + 6,2831853032 \cdot M + 6,7707139 \cdot 10^{-6} \cdot \tau^2 - 4,50876 \cdot 10^{-10} \cdot \tau^3, \quad (12)$$

где d — интервал времени от эпохи J2000 до эпохи t , отличающийся от всемирного времени UT1, выраженного в долях текущих суток, на известную (априорно рассчитанную [Меёс, 1985]) величину интервала времени от эпохи J2000 до начала текущих суток; M — всемирное время UT1 эпохи t , выраженное в долях суток; τ — интервал времени от эпохи J2000 до эпохи t , выраженный в юлианских столетиях по 36 525 средних солнечных суток: $\tau = \frac{d}{36525}$.

Несмотря на постоянный естественный рост переменной τ , старший член уравнения (12) останется в течение ещё целого ряда лет пренебрежимо малой величиной в терминах времени (доли микросекунд). Таким образом, задача определения времени UT1 сводится в целом к решению обыкновенного квадратного алгебраического уравнения относительно переменной d .

Окончательный расчёт оценки всемирного координированного времени UTC тривиален:

$$UTC = UT1 - \Delta UT1,$$

где $\Delta UT1$ — ежесуточная поправка к всемирному времени, публикуемая в отечественном бюллетене [Всемирное время..., 1995] и в бюллетенях Международной службы вращения Земли (IERS).

Погрешность расчёта времени, вызванная незнанием величины N_α , может превысить 1 с, в связи с чем предлагается вместо неизвестного текущего значения N_α использовать среднее значение этой величины для текущих суток, рассчитываемое заранее вычислителем БИНС. Это позволяет уменьшить погрешность расчётов до допустимой величины (сотые доли секунды).

Применение механизма расчёта времени UTC целесообразно при первом же астросеансе АИНС, т. е. до того как погрешности БИНС достигнут значительных величин. Предполагается, что счисление времени UTC вычислительными средствами АИНС от момента стартовой инициализации позволит в остальных астросеансах рационально использовать в БИНС компенсацию погрешностей определения геодезических координат и угла рысканья.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Ожидается, что применение в АИНС высокоточных АВУ и БИНС и рациональное сочетание вариантов астрокоррекции БИНС обеспечит автономность и работоспособность полностью бесплатформенной АИНС самолётно-го и наземного базирования, возможность создания которой доказана в настоящей работе.

Очевидно, что в ближайшем будущем подобные малогабаритные системы, обладающие высокими характеристиками по точности, надёжности и помехозащищённости, получат дальнейшее развитие и широкое распространение.

ЛИТЕРАТУРА

- [Всемирное время..., 1995] Всемирное время и координаты полюса: Бюллетень. Серия Е. М.: Ин-т метрологии времени и пространства ВНИИФТРИ, 1995.
- [Жаров, 2006] *Жаров В. Е.* Сферическая астрономия. Фрязино: Век-2, 2006. 480 с.
- [Меёс, 1988] *Меёс Ж.* Астрономические формулы для калькуляторов: Пер. с англ. М.: Мир, 1988. 168 с.
- [РД 50-25645.325-89, 1989] РД 50-25645.325-89. Руководящий нормативный документ. Методические указания. Спутники Земли искусственные. Основные системы координат для баллистического обеспечения полётов и методика расчёта звёздного времени. М.: Изд-во стандартов, 1989.
- [Grewal et al., 2001] *Grewal M., Weil L., Andrews A.* Global Positioning Systems, Inertial Navigation and Integration. Wiley, 2001.

DEVELOPMENT OF AUTONOMOUS STRAPDOWN STELLAR-INERTIAL NAVIGATION SYSTEM

G. A. Avanesov¹, R. V. Bessonov¹, A. N. Kurkina¹, E. A. Mysnik¹, A. S. Liskiv¹, M. B. Ludomirskiy², I. S. Kayutin², N. E. Yamshikov²

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

² Electrooptika Corp., Moscow

There is considered the main concept of creating airborne and ground-based stellar-inertial navigation systems (SINS), based on strapdown inertial navigation devices — stellar tracker, inertial navigation system and satellite navigation receiver. The requirements to optical and electronic components of inertial navigation system stellar tracker are formulated. The results of inertial navigation system model experimental processing both on ground and on the object are given. There are considered various astrocorrection versions of strapdown inertial navigation system implemented in stellar inertial navigation system

Keywords: strapdown stellar inertial navigation system, strapdown inertial navigation system, stellar tracker, Coordinated Universal Time.

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

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

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

Liskiv Artiom Stanislavovich — programmer, e-mail: liskivAS@list.ru

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

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

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

ЛОГИКА ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ СИСТЕМЫ СБОРА И ОБРАБОТКИ ИНФОРМАЦИИ С КОМПЛЕКСОМ НАУЧНОЙ АППАРАТУРЫ И СЛУЖЕБНЫМИ СИСТЕМАМИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «СПЕКТР-РГ»

Т. Ю. Дроздова, И. Ю. Катасонов, М. И. Куделин

Федеральное государственное бюджетное учреждение науки
Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН), Москва

Представлено решение задачи организации взаимодействия прибора с внешними системами на примере системы сбора и обработки информации комплекса научной аппаратуры проекта СПЕКТР-РЕНТГЕН-ГАММА, описаны основные алгоритмы информационно-логического обмена с комплексом научной аппаратуры и служебными системами космического аппарата и электрические стыковочные испытания, проведенные для отработки ССОИ.

Ключевые слова: система сбора и обработки информации, ССОИ, СПЕКТР-РЕНТГЕН-ГАММА, СПЕКТР-РГ, взаимодействие с бортовым комплексом управления, с комплексом научной аппаратуры, информационно-логический обмен, электрические стыковочные испытания.

Концепция проекта СПЕКТР-РЕНТГЕН-ГАММА (далее СПЕКТР-РГ) была сформирована ещё в прошлом веке учёными СССР в кооперации с учёными других стран Европы. Однако из-за политических событий в нашей стране работы по проекту не были завершены.

В 2006 г. проект СПЕКТР-РГ включён в Федеральную космическую программу на 2006–2015 гг. В настоящее время идут активные работы. Запуск космического аппарата запланирован на осень 2014 г.

Цель проекта СПЕКТР-РГ — изучение Вселенной в гамма- и жёстком рентгеновском диапазоне энергий, исследование чёрных дыр, вспышек сверхновых и галактических ядер. В задачи миссии входит круглосуточный обзор космического пространства, спектроскопия, временной анализ галактических и внегалактических излучений. Продолжительность миссии составит 7,5 лет.

Космический аппарат «Спектр-РГ» (рис. 1) должен быть выведен в точку Лагранжа L2 ракетой-носителем «Союз-2» с разгонным блоком «Фрегат». Научные приборы: телескоп ART-XC с рабочим диапазоном 6...30 кэВ (Россия) и телескоп eROSITA с рабочим диапазоном 0,5...11 кэВ (Германия) — располагаются на спутниковой платформе «Навигатор».

В состав телескопа ART-XC входят:

1) модуль телескопа, включающий:

- комплекс рентгеновских детекторов (КРД) (7 узлов рентгеновских детекторов (УРД), 7 блоков калибровочных источников (БКИ), модуль управления приводами (МУП));
- элементы системы обеспечения терморегулирования (СОТР);

Дроздова Татьяна Юрьевна — главный конструктор проекта, e-mail: tatyana@nserv.iki.rssi.ru.

Катасонов Игорь Юрьевич — программист, e-mail: ikatasonov@gmail.com.

Куделин Михаил Иванович — главный конструктор проекта, e-mail: mkudelin@nserv.iki.rssi.ru.

- рентгеновская оптическая система (РОС) (семь рентгеновских зеркальных систем (РЗС), блок определения координат звёзд модифицированный (БОКЗ-МФ));
 - кабельная сеть;
- 2) блок управления системой обеспечения терморегулирования (БУ СОТР);
 - 3) блоки электроники (БЭ01, БЭ02);
 - 4) система сбора и обработки информации (ССОИ) комплекса научной аппаратуры.

Электропитание телескопа осуществляется напряжением 27 В от системы электропитания (СЭП) КА. Релейные команды управления для включения/выключения питания электронных блоков (кроме БОКЗ-МФ) выдаются от бортового комплекса управления (БКУ). Телеметрическая информация блоков телескопа поступает в телеметрическую систему КА для последующей передачи на Землю.

Управление комплексом рентгеновских детекторов и блоком управления системой обеспечения терморегулирования осуществляет система сбора и обработки информации — ССОИ, которая в свою очередь получает управляющие цифровые команды из БКУ. Накопленная научная и служебная информация телескопа хранится в ССОИ и передаётся в бортовой радиокomплекс во время сеансов связи для отправки на Землю.

Система сбора и обработки информации обеспечивает взаимодействие систем телескопа с системами КА, осуществляет постоянный опрос научных данных КРД и БУ СОТР, накапливает и хранит полученные научные данные, а затем передаёт их на Землю в сеансах связи.

Конструктивно прибор ССОИ выполнен в виде моноблока (рис. 2). Для обеспечения требований по надёжности в приборе применён принцип «холодного» резервирования. Такое построение прибора, схемотехнические решения, а также соответствующий выбор элементной базы обеспечивают вероятность безотказной работы 0,95 в течение всей миссии. Энергонезависимая перепрограммируемая память прибора позволяет хранить научные данные объёмом до 4 Гб.

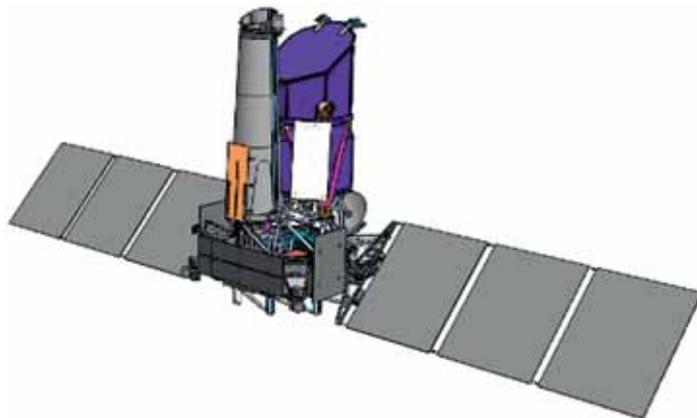


Рис. 1. Космический аппарат «Спектр-Рентген-Гамма»

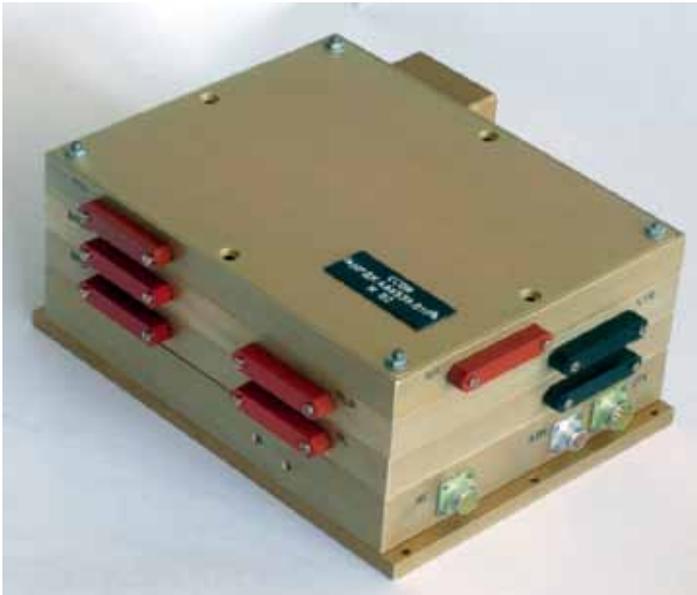


Рис. 2. Система сбора и обработки информации комплекса научной аппаратуры

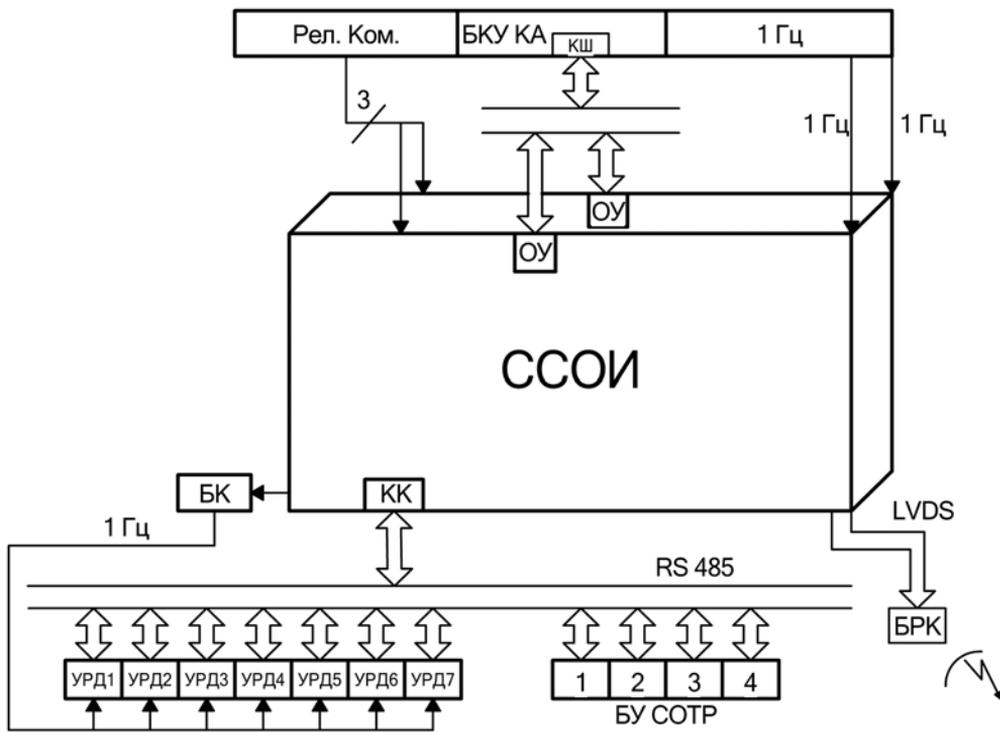


Рис. 3. Функциональная схема внешних интерфейсов прибора ССОИ: RS 485, LVDS — стандарты интерфейсов; БК — блок коммутации; КК — контроллер канала

Прибор ССОИ реализует одновременное взаимодействие по трём информационным интерфейсам: ССОИ–БКУ КА (управляющий интерфейс), ССОИ–КРД–БУ СОТР (научный интерфейс), ССОИ–БРК (интерфейс радиоканала). Функциональная схема внешних интерфейсов прибора ССОИ представлена на рис. 3.

По интерфейсу ССОИ–БКУ КА в соответствии с ГОСТ Р 52070-2003 (MILSTD-1553B) прибор взаимодействует с БКУ. На этом интерфейсе БКУ играет роль контроллера шины (КШ), ССОИ является оконечным устройством (ОУ). Каждый полукомплект ССОИ (основной и резервный) имеет свой адрес.

В логику взаимодействия прибора ССОИ и БКУ входят следующие алгоритмы:

- 1) алгоритм включения и начала штатного обмена с научным комплексом;
- 2) штатный информационный обмен БКУ и ССОИ;
- 3) опрос дополнительной телеметрической информации комплекса научной аппаратуры;
- 4) трансляция команд управления в комплекс научной аппаратуры;
- 5) алгоритм выключения комплекса научной аппаратуры.

Включение прибора ССОИ осуществляется подачей соответствующей релейной команды управления (РКУ). Через 60 с после выдачи указанной команды БКУ запрашивает у ССОИ штатный массив телеметрической информации ШТМИ С1, содержащий данные о результатах самотестирования прибора. Бортовой комплекс управления контролирует состояние готовности к работе и продолжает работу с прибором ССОИ. После включения приборов КНА в ССОИ выдаётся информация о рабочей конфигурации комплекса. Система сбора и обработки информации начинает тестирование комплекса ART-ХС по интерфейсу ССОИ–КРД–БУ СОТР. Через заданный интервал времени БКУ запрашивает у ССОИ результаты тестирования КНА и анализирует их. Если результаты тестирования не требуют дополнительных действий БКУ, таких как выдача информации о необходимости повторного включения одного из приборов научного комплекса, БКУ выдаёт в ССОИ команду для начала штатного обмена на научном интерфейсе и приступает к штатному обмену на управляющем интерфейсе.

Штатный обмен по управляющему интерфейсу осуществляется один раз в секунду выдачей команд обмена данными, содержащими код бортового времени и информацию об ориентации КА в виде кватерниона ориентации, численного БКУ, и данных звёздных датчиков.

Один раз в 5 мин пакет команд обмена данными, выдаваемый в ССОИ в рамках штатного обмена, заменяется опросом дополнительной телеметрической информации (ДТМИ) комплекса научной аппаратуры. Системой сбора и обработки информации формируется пакет ДТМИ, содержащий телеметрическую информацию КРД и БУ СОТР. Бортовой комплекс управления выдаёт в ССОИ две команды на передачу данных от КРД и четыре команды на передачу данных БУ СОТР. Если абонент научного интерфейса (рентгеновский детектор или комплект БУ СОТР) в момент опроса дополнительной телеметрической информации выключен, соответствующий массив данных будет содержать нулевую информацию.

При поступлении из наземного комплекса управления команд для абонентов научного интерфейса вступает в работу алгоритм трансляции команд управления. Система сбора и обработки информации получает команды управления научным комплексом от БКУ в массиве слов данных, поступивших с командным словом «Транслировать команду управления», затем анализирует их на целостность, необходимость ожидания следующей посылки (следующих посылок) до передачи команды абоненту научного интерфейса, а также необходимость сохранения ответного слова и/или слов данных абонента. При получении от БКУ полной посылки (последовательности) команд управления ССОИ выдаёт по научному интерфейсу необходимые команды заданным абонентам. При сохранении ответного слова абонента (и слов данных) ССОИ выставляет запрос на обслуживание, по которому БКУ считывает хранящуюся информацию научных приборов для последующей передачи в наземный комплекс управления.

Выключение прибора/приборов комплекса научной аппаратуры может осуществляться как при прерывании штатного обмена на научном интерфейсе со всеми абонентами, так и на фоне продолжения работы с ними. При необходимости выключения всего научного комплекса, включая ССОИ, БКУ выдаёт команду «Подготовиться к выключению». По указанной команде ССОИ выдаёт аналогичную команду абонентам научного интерфейса. Через заданный промежуток времени БКУ последовательно выдаёт в ССОИ команды «Прервать штатный обмен» и «Подтвердить готовность к выключению». Затем БКУ запрашивает у прибора ССОИ штатные массивы телеметрической информации комплекса (ШТМИ К2) и самого прибора ССОИ (ШТМИ С2). После получения ШТМИ К2 и ШТМИ С2 могут быть выданы релейные команды управления для выключения приборов комплекса научной аппаратуры, включая ССОИ.

Логика взаимодействия прибора ССОИ и бортового комплекса управления отработывалась при стыковочных испытаниях. Для их проведения разработана программа и методика, в соответствии с которой измерены электрические параметры интерфейса релейных команд, интерфейса синхросигнала 1 Гц, информационно-логического интерфейса, построенного в соответствии с ГОСТ Р 52070-2003 (MILSTD-1553B). Проверено логическое взаимодействие ССОИ и БКУ в объёме тестов, определённых программой и методикой электрических стыковочных испытаний. Взаимодействие ССОИ и БКУ контролировалось в процессе обмена с помощью монитора шины. Тестовая информация, принятая прибором ССОИ от БКУ и записанная в память, передана по интерфейсу имитатора радиоканала из состава контрольно-испытательной аппаратуры (КИА) и проверена. Схема стыковочных испытаний ССОИ – БКУ представлена на рис. 4.

На научном интерфейсе прибор ССОИ выполняет функции контроллера канала, осуществляя управление семью абонентами комплекса рентгеновских детекторов (КРД) и четырьмя комплектами блока управления системой терморегуляции. Интерфейс основан на стандарте RS-485.

Перед началом штатного обмена по команде от БКУ проводится тестирование всех абонентов интерфейса и формируется информация об их состоянии. Затем после передачи собранных данных в БКУ и получения соответствующей команды ССОИ приступает к штатному обмену с абонентами научного интерфейса, в рамках которого в КРД и БУ СОТР выдаётся код

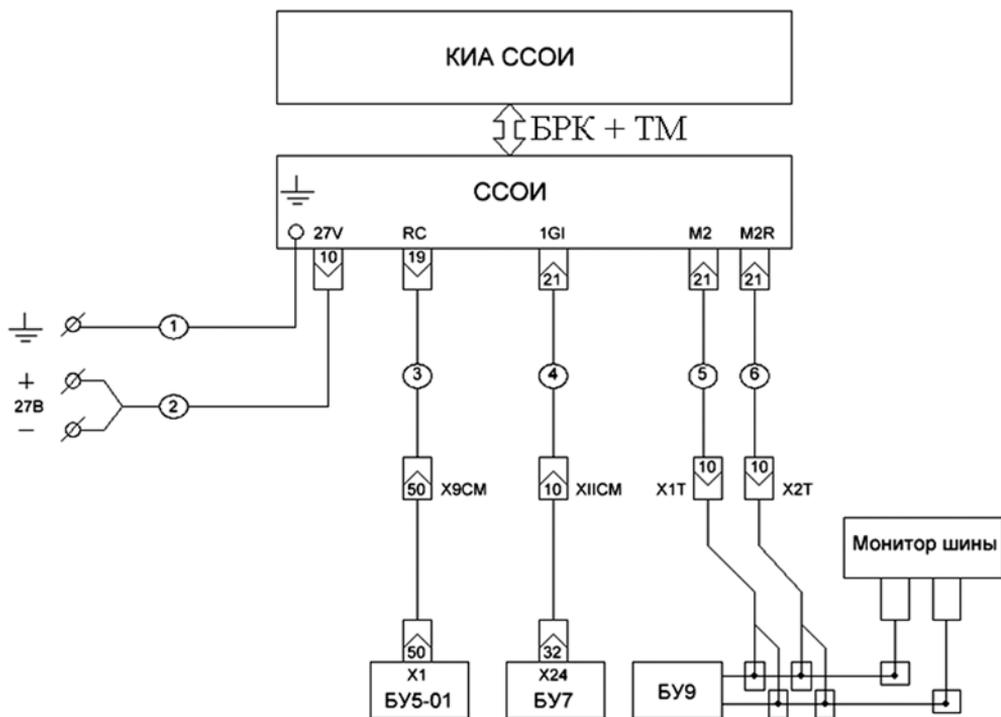


Рис. 4. Схема стыковочных испытаний ССОИ – БКУ: 27V, RC, 1GI, M2, M2R, X1, X24 — обозначение разъёмов; X9CM, X11CM, X1T, X2T — обозначение кабелей

бортового времени, полученный от БКУ, и опрашиваются телеметрические кадры, содержащие научную информацию и температурные параметры телескопа ART-XC.

Взаимодействие прибора ССОИ с абонентами научного интерфейса проверено на электрических стыковочных испытаниях ССОИ – КРД – БУ СОТР, в которых участвовали технологические образцы приборов (ТО). Для проведения этих испытаний все электронные блоки, входящие в состав телескопа ART-XC, были соединены между собой штатными кабелями в соответствии со схемой, представленной на рис. 5.

Питание блоков телескопа подавалось от контрольно-испытательной аппаратуры. Измерены электрические характеристики информационного интерфейса и интерфейса 1 Гц. Правильность логического взаимодействия оценивалась по результатам проверки функционирования научного комплекса в режимах набора тестовых ТМ-кадров и наблюдений. Данные при проведении испытаний записывались в память ССОИ, затем передавались в имитатор радиоканала контрольно-испытательной аппаратуры для последующего преобразования и анализа. Стыковочные испытания научного комплекса проводились в ИКИ РАН (рис. 6), а затем во Всероссийском научно-исследовательском институте экспериментальной физики — Российском федеральном ядерном центре (Саров) перед сборкой телескопа ART-XC.

Взаимодействие ССОИ с бортовым радиокомплексом (БРК) реализовано на основе интерфейса с электрическими уровнями LVDS. Бортовой радиокомплекс является контроллером данного интерфейса и управляет взаимодействием

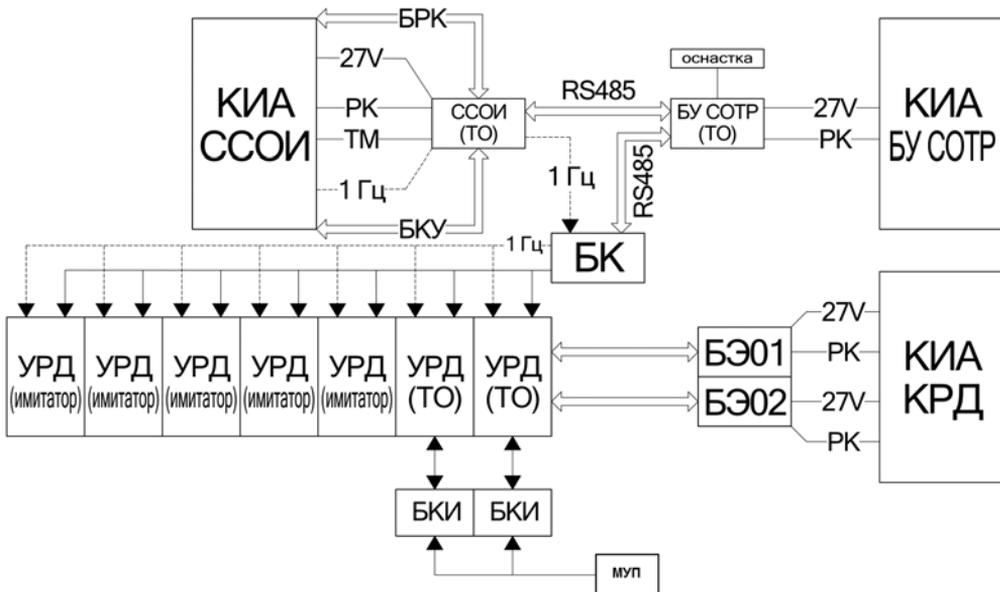


Рис. 5. Схема стыковочных испытаний ССОИ – КРД – БУ СОТР:
 БКИ — блок калибровочного источника; МУП — модуль управления приводами



Рис. 6. Проведение электрических стыковочных испытаний
 ССОИ – КРД – БУ СОТР в ИКИ РАН

с ССОИ. Для подготовки к передаче данных в радиоканал в ССОИ по управляющему интерфейсу должны поступить следующие команды:

- 1) «Подготовиться к передаче данных в радиолинию»;
- 2) «Подтвердить готовность к передаче в радиолинию».

В первой команде содержится информация для ССОИ о том, успешно ли прошла предыдущая передача информации по радиоканалу и какие данные необходимо готовить для передачи. В ответ на вторую команду ССОИ выдаёт в управляющий интерфейс объём подготовленной к передаче информации.

Синхронизация ССОИ с БРК осуществляется по сигналам CLK и DR, которые начинают поступать на один из дублированных каналов.

В рамках проведённых стыковочных испытаний прибора ССОИ и БРК измерены электрические параметры сигналов интерфейса как на входе/выходе БРК, так и на входе/выходе ССОИ. Проверка логического взаимодействия ССОИ и БРК осуществлялась с использованием рабочего места бортового коммутатора, входящего в состав БРК, в котором визуально оценивалась правильность принятой из ССОИ тестовой информации, хранящейся в памяти прибора.

Итогом проведённой к настоящему моменту работы по данному проекту стало создание технологического образца телескопа ART-XC, в состав которого входит система сбора и обработки информации комплекса научной аппаратуры. Ведётся изготовление образца прибора для конструкторско-доводочных испытаний.

Опыт создания подобных приборов позволяет расширить пути решения аналогичных задач, встающих перед разработчиками большинства проектов, по объединению в системе разнообразных по аппаратной реализации и функциональному назначению интерфейсов, организации их взаимодействия. Прибор ССОИ (или его аналог) может найти своё применение и в других проектах.

THE INTERACTION LOGIC OF THE SYSTEM FOR COLLECTION AND PROCESSING INFORMATION WITH THE SCIENTIFIC EQUIPMENT COMPLEX AND HOUSEKEEPING SYSTEMS OF THE SPECTRUM-X-GAMMA SPACECRAFT

T. Yu. Drozdova, I. Yu. Katasonov, M. I. Kudelin

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

We present the arrangement of interaction between the instrument and external systems by the example of the system for the collection and processing scientific equipment complex information (SCPI) of the SPECTRUM-X-GAMMA project. The basic algorithms of information-logical exchange with the scientific complex and s/c housekeeping systems as well as the electrical connection tests carried out for SCPI testing are described.

Keywords: the system for the collection and processing scientific equipment complex information, SCPI, interaction with the s/c housekeeping, with the scientific complex, information-logical exchange, the electrical connection tests.

Drozdova Tatiana Yurievna — the project chief designer, e-mail: tatyana@nserv.iki.rssi.ru.

Katasonov Igor Yurievich — programmer, e-mail: ikatasonov@gmail.com.

Kudelin Mikhail Ivanovich — the project chief designer, e-mail: mkudelin@nserv.iki.rssi.ru.

СИСТЕМА ДАТЧИКОВ ГИДА В КОНТУРЕ НАВЕДЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО ТЕЛЕСКОПА ПРОЕКТА СПЕКТР-УФ

*Г. А. Аванесов, Е. В. Белинская, С. В. Воронков, Н. А. Строилов, И. Ю. Катасонов,
М. И. Куделин, А. В. Никитин*

Федеральное государственное бюджетное учреждение науки
Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН), Москва

Описаны принципы совместной работы систем гидирования, наведения и стабилизации космического телескопа Т-170М проекта СПЕКТР-УФ. Цикл наведения телескопа на исследуемый источник условно разделяется на контуры грубого и точного наведения, в которых задействованы система датчиков гида, двигатели-маховики, звёздные датчики и датчики угловых скоростей. Совместная работа указанных приборов обеспечивает наведение и удержание объекта в поле зрения научных приборов в течение нескольких часов экспозиции с необходимой точностью.

Ключевые слова: гид, гидирование, наведение, стабилизация, ориентация, космический, телескоп, обсерватория, офсетный, датчик, камера, астроориентация, СПЕКТР-УФ, Т-170М.

ВВЕДЕНИЕ

Системы наведения и гидирования являются важными частями любого внеатмосферного телескопа. Они обеспечивают ориентацию космического аппарата, при которой наблюдаемый объект попадает и удерживается в поле зрения научного прибора (спектрографа, камеры, сенсора или другого).

Термин «гидирование» был введён в наземной астрономии в середине XIX в. С появлением астрофотографии выходная апертура телескопа закрывалась фотопластинкой или другим научным прибором, ввиду этого был невозможен визуальный контроль слежения телескопа за наблюдаемым объектом в течение экспонирования. Решением проблемы являлась установка так называемого телескопа-гида — дополнительного телескопа, монтируемого соосно с основным. Гидирующие телескопы продолжают активно использоваться в наземных обсерваториях: высокая точность ведения современных телескопов обеспечивается не только точными двигателями их montiroвки, но и наличием обратной связи и учётом управляющих поправок по данным от гида.

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

Белинская Евгения Валерьевна — математик, e-mail: sorahime@yandex.ru.

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

Строилов Николай Александрович — программист, e-mail: n.stroilov@gmail.com.

Катасонов Игорь Юрьевич — программист, e-mail: ikatasonov@gmail.com.

Куделин Михаил Иванович — главный инженер проекта, e-mail: mkudelin@nserv.iki.rssi.ru.

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

Космические обсерватории задают большие требования к точности гидирования, наведения и стабилизации, чем наземные телескопы или другие космические аппараты. Проведённый обзор одиннадцати космических обсерваторий, работающих в разных полосах электромагнитного спектра, показывает эволюцию систем наведения с 1980 г. по настоящее время. Результаты обзора представлены в табл. 1. На протяжении всей истории гидирование осуществлялось по звёздам и Солнцу в видимом диапазоне. Также выделяются два контура наведения: грубый и точный. В ранних обсерваториях в каждом контуре задействовались разные приборы ориентации и управляющие органы. При своём развитии количество типов используемых приборов уменьшалось, а их точность увеличивалась, что позволяло задействовать одно и то же оборудование как в грубом, так и в точном контурах. Увеличение точности наведения отражает развитие приёмников излучения гидирующих камер, возможностей управляющих органов и разрешающей способности научных приборов.

Не существует стандартных решений проблемы наведения космических телескопов. Для каждого проекта задача наведения решается индивидуально, а исходные данные формируются из требований научных приборов, целей миссии, оптических элементов телескопа, его диапазона работы, орбиты космического аппарата и прочих условий.

Таблица 1. Развитие систем гидирования космических обсерваторий

Параметр	Обсерватории		
	1980–1990 гг.	1990–2000 гг.	с 2000 г.
Принцип работы	Два контура наведения (грубый и точный)		
Диапазон	Оптический по звёздам (+Солнце)		
Гидирующие объекты	Одиночные звёзды	Автоматический выбор одиночных звёзд из группы	Группы звёзд, автоматическая работа по звёздному каталогу
Приёмник излучения	ФЭУ*	ФЭУ или ПЗС-матрица	ПЗС-матрица
Точность**, угл. с	Более 0,05	0,05...0,003	Менее 0,003
Органы управления грубого контура	Реактивные двигатели	Двигатели-маховики	Используются двигатели точного контура
Органы управления точного контура	Оптические элементы телескопа или научного прибора		Двигатели-маховики

* ФЭУ — фотоэлектронный умножитель.

** СКО относительной ориентации.

ЗАДАЧИ СИСТЕМ НАВЕДЕНИЯ И ГИДИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО ТЕЛЕСКОПА Т-170М ПРОЕКТА СПЕКТР-УФ

Комплекс научных приборов космической обсерватории проекта СПЕКТР-УФ включает:

- блок спектрографов: три УФ-спектрографа с диаметром входных диафрагм 1 угл. с;

- блок камер поля: три канала с полями зрения от 1×1 до 7×7 угл. мин;
- телескоп Т-170М: двухзеркальный телескоп системы Ричи-Кретьен с фокусным расстоянием 17 м, формирующий в фокальной поверхности изображение источников по качеству, близкому к дифракционному;
- служебные и прочие системы, к которым относится система датчиков гида (СДГ).

Аппарат будет работать на геостационарной орбите с периодом 24 ч и временем научных сеансов до 10 ч. Предполагается работа только одного научного прибора за всё время выполнения одного научного сеанса.

Имея информацию о научных приборах, можно сформулировать основные задачи систем наведения и гидирования космической обсерватории СПЕКТР-УФ:

- навести аппарат так, чтобы фотоцентр требуемой звезды полушириной менее $0,2$ угл. с оказался в щели спектрографа диаметром 1 угл. с с точностью $0,1$ угл. с;
- навести центр звёздного коронографа камеры поля в требуемую область неба с точностью $0,1$ угл. с; для наведения других каналов камеры поля требуется точность абсолютной ориентации 5 угл. с;
- удерживать аппарат до 10 ч в заданном положении с амплитудой колебаний не более $0,03$ угл. с.

При необходимости данные с СДГ и гироскопов будут использоваться для восстановления и цифровой коррекции остаточных колебаний космического аппарата при обработке изображений с камер поля, полученных в режиме счёта фотонов. При этом важен высокий темп опроса СДГ ($1 \dots 2$ Гц), а точность относительной ориентации должна быть не хуже $0,1$ угл. с.

НАВЕДЕНИЕ ТЕЛЕСКОПА Т-170М ПРОЕКТА СПЕКТР-УФ

В разрабатываемом телескопе Т-170М можно выделить два последовательных контура наведения: грубый и точный.

Задача грубого наведения — навести телескоп в область наблюдаемого объекта из произвольной точки и перевести его в квазиустановившийся режим. Грубое наведение выполняется при помощи оборудования базового модуля «Навигатор»: звёздных датчиков ориентации, гироскопического измерителя вектора угловой скорости и комплекса управляющих двигателей-маховиков. В процессе работы грубого контура скорость маневрирования снижается, амплитуда колебания аппарата постепенно затухает. По окончании включается система датчиков гида и отрабатывается поправка наведения первым контуром.

Точное наведение и гидирование осуществляется при помощи системы датчиков гида (СДГ). В качестве органов маневрирования и стабилизации используется комплекс управляющих двигателей-маховиков базового модуля «Навигатор». По информации, получаемой с СДГ, бортовой комплекс управления совмещает изображения УФ-источника в фокальной поверхности

телескопа с центром входной диафрагмы одного из трёх спектрометров либо наводит центр камеры поля на центр заданного участка небесной сферы.

Описание режимов, времён работы, скоростей и точностей наведения приведено в табл. 2. Задействованные системы и комплексы в различных режимах наведения представлены в табл. 3.

Таблица 2. Цикл наведения

Контур	Режим наведения	Время работы в режиме, с	Угловая скорость маневрирования в режиме, град/с	Точность*, угл. с
Грубый	Переориентация аппарата	<900	0,2	2500
	Стабилизация	—	$\leq 10^{-4}$	2500
	Включение СДГ	300	$\leq 10^{-4}$	—
Точный	Наведение по данным от СДГ	<900	$\leq 10^{-4}$	0,01
	Поиск объекта (в случае отсутствия сигнала на научном приборе)	Уточняется	$\leq 10^{-4}$	Уточняется
	Стабилизация	До 10 ч	$\leq 2 \cdot 10^{-5}$	0,01
	Парирование дрейфа телескопа	Уточняется	$\leq 2 \cdot 10^{-5}$	0,01

* СКО наведения оптической оси телескопа в заданную область при работе в режиме и после выхода из него.

Таблица 3. Задействованные системы и комплексы в различных режимах наведения

Контур	Режим наведения	БКУ	КУДМ	ГИВУС	ЗД	СДГ
Грубый	Переориентация аппарата	+	+	+	+	—
	Стабилизация	+	+	+	+	—
	Включение СДГ	+	+	+	+	+
	Отработка поправки по данным от СДГ	+	+	+	+	+
Точный	Отработка поправки по данным от СДГ	+	+	—	—	+
	Режим поиска объекта (в случае отсутствия сигнала на научном приборе)	+	+	—	—	+
	Стабилизация	+	+	—	—	+
	Поправка в случае ухода телескопа	+	+	—	—	+

Примечание: БКУ — бортовой комплекс управления; КУДМ — комплекс управляющих двигателей-маховиков; ГИВУС — гироскопические измерители вектора угловой скорости; ЗД — звёздные датчики; СДГ — система датчиков гида; «+» — подсистема задействована; «—» — подсистема не задействована.

СИСТЕМА ДАТЧИКОВ ГИДА ТЕЛЕСКОПА Т-170М

Система датчиков гида включает блок обработки данных (БОД) и три датчика гида (ДГ). Датчики монтируются в оптико-механическом отсеке под главным зеркалом телескопа, крепятся на корпусе блока спектрографов вблизи его

входных диафрагм. Блок обработки данных устанавливается на приборную панель внешнего расположения и соединяется кабелями с датчиками гида и системами космического аппарата.

Технологический образец СДГ представлен на рис. 1. Основные характеристики разрабатываемой СДГ перечислены в табл. 4. Расположение датчиков гида относительно входных щелей спектрографов показано на рис. 2.

Таблица 4. Основные характеристики разрабатываемой СДГ

Количество датчиков гида	3
Энергопотребление, Вт: • при одном работающем ДГ • при двух работающих ДГ • при трёх работающих ДГ	≤ 20 ≤ 30 ≤ 40
Длина кабелей между БОД и ДГ, м	4
Вероятность безотказной работы	≥ 0,95
Срок службы, лет	10
Рабочий диапазон угловых скоростей, град/с	$2 \cdot 10^{-5} \dots 10^{-4}$
Точность определения углов отклонения: • вокруг оси, перпендикулярной линии визирования (σ), угл. с • вокруг линии визирования (σ), угл. с	0,01 15
Единица младшего разряда, угл. с	0,005
Частота обновления информации, Гц	0,5
Поле зрения каждого ДГ, угл. мин	3×3
Предельная регистрируемая звёздная величина, <i>m</i>	+17

Работа датчиков гида осуществляется по группе звёзд в оптическом диапазоне. В качестве приёмников излучения СДГ используются ПЗС-матрицы «Сфера-1000». Изображения гидирующих звёзд формируются оптикой телескопа без дополнительных оптических элементов. Точность установки датчиков гида гарантирует расположение плоскости ПЗС-матрицы в фокальной поверхности телескопа с ошибкой ±250 мкм, что обеспечивает приемлемое изображения звёзд.

В зависимости от полётного задания, астрообстановки в области научных наблюдений и количества звёзд в поле зрения датчиков гида на Земле формируется входная информация для СДГ.

Входная информация для СДГ:

- число задействованных датчиков в сеансе наблюдений (один, два или все три);
- рабочие звёздные каталоги для каждого ДГ в выбранной конфигурации;
- точка наведения — требуемая ориентация осей системы координат СДГ во второй экваториальной системе координат, для совмещения наблюдаемого объекта с входной щелью спектрографа или наведения камеры поля;
- дополнительные настройки алгоритмов работы СДГ, такие как время экспонирования, допуск на распознавание, параметры выбора объектов.

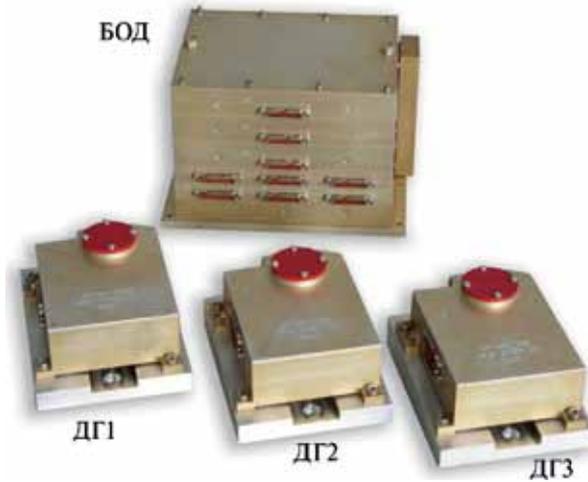


Рис. 1. Технологический образец СДГ: блок обработки данных (БОД) и три датчика гида (ДГ1–ДГ3), установленные на технологических платах

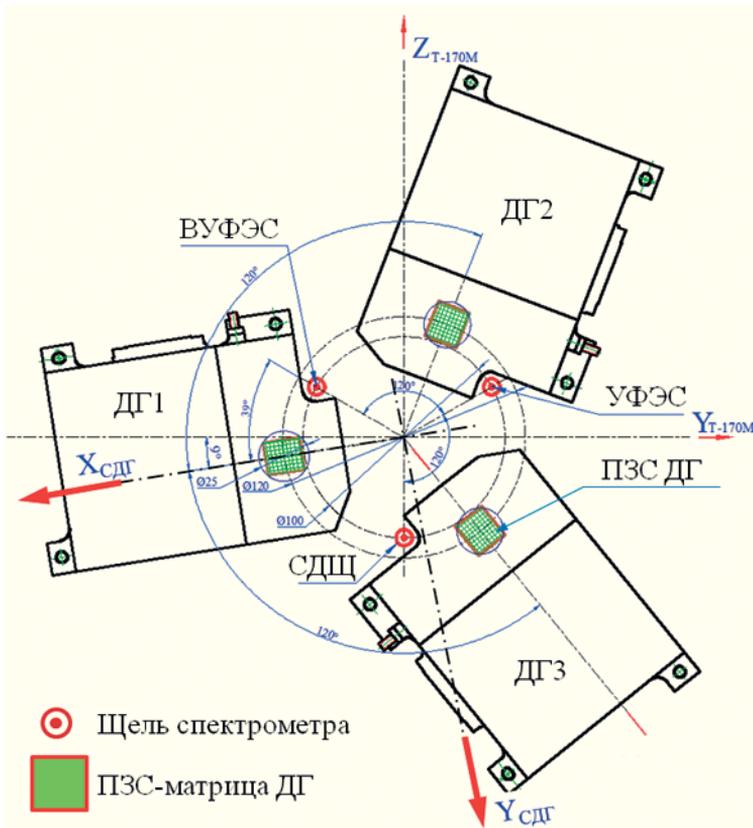


Рис. 2. Расположение датчиков гида относительно входных щелей спектрографов (ВУФЭС — вакуумный УФ-эшелле-спектрограф, УФЭС — УФ-эшелле-спектрограф, СДЩ — спектрограф с длиной щелью), показаны системы координат СДГ и Т-170М

Выходная информация с СДГ в бортовой комплекс управления:

- три угла отклонения системы координат СДГ от требуемой ориентации во второй экваториальной системе координат (при работе в режиме «Наведение»);
- три угла отклонения системы координат СДГ от начального момента (при работе в режиме «Наведение» в случае невозможности определения абсолютной ориентации по каким-либо причинам);
- координаты объектов на ПЗС-матрицах датчиков гида (при работе в режиме «Локализация»);
- изображение с ПЗС-матриц датчиков гида (при работе в режиме «Передача изображения»);
- дополнительная информация для контроля работы СДГ;
- телеметрия.

Обмен информацией с системами управления космическим аппаратом осуществляется по магистральному последовательному интерфейсу.

В качестве гидирующих объектов со всех задействованных датчиков гида может быть использовано от 3 до 12 звёзд с 5-й по 17-ю звёздную величину в полосе R_u (длина волны от 550 до 850 нм). При этом СДГ обеспечивает минимальную погрешность измерений при работе по гидируемым звёздам с уровнем блеска от +10 до +16. Выбор оптимальных звёзд обеспечивается алгоритмами работы, настройками и входными звёздными каталогами.

Система датчиков гида используется для офсетного гидирования, т.е. наблюдаемая звезда научного прибора не наблюдается датчиками гида. Поправочные матрицы для совмещения требуемого объекта со щелью спектрографа или центром камеры поля определяются на этапе калибровки СДГ и учитываются при расчёте точки наведения.

РЕЖИМЫ РАБОТЫ СИСТЕМЫ ДАТЧИКОВ ГИДА

В штатном режиме СДГ работает в одном из трёх режимов: «Наведение», «Локализация» и «Передача изображения». Предусмотрена процедура калибровки СДГ.

Режим «Наведение» обеспечивает распознавание зарегистрированных изображений звёзд, выдачу целеуказаний для совмещения направления на расчётную точку наблюдения с направлением на щель спектрографа или центр камер поля, слежение за перемещением гидируемых звёзд в полях зрения ДГ и расчёт углов отклонения системы координат СДГ от требуемого положения.

Режим «Локализация» обеспечивает передачу в бортовой комплекс управления массива координат фотоцентров объектов на ПЗС-матрицах датчиков гида.

Режим «Передача изображения» осуществляет пересылку полученных с датчиков гида кадров с целью дальнейшей их трансляции на Землю через бортовой радиокомплекс.

В ходе лётных испытаний и периодически при штатной работе телескопа проводится калибровка СДГ, которая заключается в получении изображений звёздного неба тремя датчиками гида, передаче изображений на Землю с целью

их дальнейшей обработки. Геометрическая привязка системы координат СДГ к входным диафрагмам спектрометров и центру камеры поля осуществляется путём обработки кадров, полученных одновременно датчиками гида и научными приборами. В результате калибровки определяются: 1) система координат СДГ и 2) матрицы перехода между системами координат трёх датчиков гида и системами координат научных приборов.

РАБОТА СИСТЕМЫ ДАТЧИКОВ ГИДА ПРИ НАВЕДЕНИИ

В процессе обработки поступивших заявок наблюдений и составлений полётного задания на Земле формируется входная информация СДГ. В зависимости от числа звёзд, их расположения и яркости определяется наиболее удачная конфигурация датчиков гида, выбираются рабочие области из мастер-каталога, осуществляется его прореживание, подбираются дополнительные настроечные параметры. Перечисленные процедуры проводятся с использованием специального программного обеспечения.

Требуемая ориентация системы координат СДГ рассчитывается с учётом полученных на этапе калибровки поправок таким образом, чтобы при нулевых отклонениях наблюдаемый источник (или область неба) попадал в щель используемого спектрографа или оказывался в центре камеры поля.

Полученная информация загружается в бортовой комплекс управления для дальнейшего автоматического исполнения в циклограммах наведения.

При работе телескопа СДГ используется в грубом и точном контурах наведения телескопа. Система датчиков гида взаимодействует с бортовым комплексом управления в такой последовательности (конкретные значения времён работы в режимах наведения, скоростей и точностей наведения приведены в табл. 2):

1. Включение СДГ: подача питания на блок обработки данных, самостирание СДГ, получение информации о готовности к работе.
2. Загрузка в блок обработки данных входной информации.
3. Включение и подготовка к работе выбранных датчиков гида. Получение информации о готовности датчиков к работе.
4. Перевод СДГ в режим «Наведение».
5. Бортовой комплекс управления начинает циклический опрос СДГ. Система датчиков гида определяет ориентацию:
 - при успешном определении ориентации СДГ выдаёт три угла отклонения от требуемой ориентации; бортовой комплекс управления с использованием двигателей-маховиков осуществляет наведение аппарата в требуемую область;
 - при невозможности определения ориентации СДГ выдаёт три относительных угла отклонения от начала опроса, что позволяет стабилизировать аппарат, получить от СДГ дополнительную информацию для выяснения причины неопределения ориентации, чтобы предпринять дальнейшие действия в циклограмме наведения.
6. В процессе наведения аппарата в требуемую область скорость маневрирования постепенно снижается. При углах отклонения, близких к нулю, аппарат стабилизируется, включается научное оборудование, подтверждается наличие сигнала на щели спектрографа, начинается

выполнение научной программы. В случае отсутствия полезного сигнала на щели спектрографа выполняется процедура поиска объекта, которая представляет собой спиралевидное движение аппарата вокруг начальной области.

7. В процессе работы научных приборов бортовой комплекс управления продолжает циклический опрос ориентации от СДГ с целью контроля и парирования дрейфа телескопа.
8. По окончании научного наблюдения СДГ выключается: в блок обработки данных подаётся команда на отключение датчиков, принимается отчёт о ходе работы СДГ в течение текущего сеанса, затем снимается питание с блока обработки данных.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Наземная обработка технологического образца показывает низкий шум прибора и возможность работы по звёздам вплоть до 17^m , при отношении сигнал/шум не меньше 35. При таких характеристиках, а также в случае качественного изготовления зеркал телескопа точность определения ориентации СДГ может быть доведена до 0,001 угл. с.

В настоящее время разработка СДГ находится на стадии изготовления конструкторско-доводочного образца.

FINE GUIDING SYSTEM IN THE WORLD SPACE OBSERVATORY-ULTRAVIOLET MISSION SPACE TELESCOPE POINTING CYCLE

G. B. Avanesov, E. V. Belinskaya, S. V. Voronkov, N. A. Stroilov, I. Y. Katasonov, M. I. Kudelin, A. V. Nikitin

Space Research Institute of the Russian Academy of Sciences (IKI RAN), Moscow

The paper describes the principles of the World Space Observatory-Ultraviolet (WSO-UV) mission Space Telescope pointing. Guidance cycle includes rough and fine serial loops, which use Fine Guide Sensors (FGS), Momentum Wheels, Star Sensors and Gyroscopic Meters of the Angular Rate Vector. Collaboration work of these systems provides superposition of the UV-source image on a telescope focal surface with the centre of the entrance diaphragm of a spectrometer or pointing the centre of the given celestial sphere part to the centre of the Field Camera.

Keywords: guide, guiding, pointing, stabilization, orientation, space, telescope, observatory, offset, sensor, WSO-UV, FGS, T-170M.

Avanesov Genrikh Aronovich — chief Researcher, Doctor of Technical Sciences, Professor, e-mail: genrikh-avanesov@yandex.ru.

Belinskaya Evgeniya Valerievna — mathematician, e-mail: sorahime@yandex.ru.

Voronkov Sergey Vladimirovich — senior researcher, PhD, e-mail: servor@nserv.iki.rssi.ru.

Stroilov Nikolay Aleksandrovich — programmer, e-mail: n.stroilov@gmail.com.

Katasonov Igor Yurievich — programmer, e-mail: ikatasonov@gmail.com.

Kudelin Michail Ivanovich — chief Project Engineer.

Nikitin Andrey Vladimirovich — senior researcher, PhD, e-mail: andvnik935@yandex.ru.

СИСТЕМА РЕГИСТРАЦИИ ИЗОБРАЖЕНИЙ И ПРОНИЦАНИЕ АСТРОГРАФА ДЛЯ ОРБИТАЛЬНОЙ ЗВЁЗДНОЙ СТЕРЕОСКОПИЧЕСКОЙ ОБСЕРВАТОРИИ

М. С. Чубей¹, В. В. Куприянов¹, В. Н. Львов¹, А. В. Бахолдин²,
Г. И. Цуканова², С. В. Маркелов³

¹ Федеральное государственное бюджетное учреждение науки Главная (Пулковская) астрономическая обсерватория Российской академии наук, Санкт-Петербург

² Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего профессионального образования Санкт-Петербургский национальный исследовательский университет информационных технологий, механики и оптики, Санкт-Петербург (НИУ ИТМО)

³ Федеральное государственное бюджетное учреждение науки Специальная астрофизическая обсерватория Российской академии наук, Нижний Архыз, Зеленчукский район, Карачаево-Черкесская республика, Россия

В настоящее время ПЗС-астрономия развивается, прогрессируя в направлении увеличения площади покрытия фокальной плоскости телескопа матрицами с объединением их в мозаику. Технологии создания радиационно стойких матриц позволили увеличить срок службы этих приборов в орбитальных условиях. Рассмотрены аргументы для выбора мозаики в проекте Орбитальной звёздной стереоскопической обсерватории с учётом решений подобной задачи в наземных телескопах и в телескопах планируемых космических миссий. Представлены варианты. Сформулированы требования к системе регистрации.

Ключевые слова: система регистрации астрономических изображений, длиннофокусный астрограф, орбитальная обсерватория, ПЗС-мозаика.

ВВЕДЕНИЕ

Орбитальная звёздная стереоскопическая обсерватория (ОЗСО) [Чубей, 2010] разрабатывается как «звёздный» вариант космической обсерватории [Григорьев и др., 2006], два инструмента которой устанавливаются в окрестностях Лагранжевых центров либрации L_4 и L_5 в системе «Солнце – барицентр системы „Земля+Луна”». Использование режима синхронной триангуляции и стереоскопии с базой $B = a\sqrt{3}$, где a — астрономическая единица, определяет основное отличие проекта ОЗСО от других планируемых проектов. В отличие от «солнечного» варианта [Григорьев и др., 2006], ОЗСО предназначена для выполнения синхронных наблюдений протяжённых и звездообразных

Чубей Маркиян Семенович — ведущий научный сотрудник, кандидат физико-математических наук, e-mail: mchubey@gao.spb.ru.

Куприянов Владимир Викторович — старший научный сотрудник, e-mail: v.k@bk.ru.

Львов Виктор Николаевич — ведущий научный сотрудник, кандидат физико-математических наук, e-mail: epos@gao.spb.ru.

Бахолдин Алексей Валентинович — заведующий кафедрой прикладной и компьютерной оптики (ПиКО), кандидат технических наук, e-mail: bakholdin@aco.ifmo.ru.

Цуканова Галина Ивановна — доцент, кандидат технических наук, e-mail: ZukanovaGI@aco.ifmo.ru.

Маркелов Сергей Викторович — заведующий лабораторией перспективных разработок, кандидат технических наук, e-mail: markel@sao.ru.

объектов, излучающих в широком оптическом диапазоне. Высокоточные астрометрию и фотометрию при построении изображений планируется получить с помощью двух астрографов ОЗСО, оснащаемых мозаиками приборов с зарядовой связью (ПЗС) и рассчитанных на оптический диапазон.

В продолжение работы по расчёту оптической системы [Чубей и др., 2011] мы ставим целью обоснованную разработку системы регистрации астрономических изображений. Очевидно, система регистрации подчинена требованиям научной программы [Чубей, 2010], обеспечивая получение целевых результатов. В основном научная программа преследует цель обеспечить наблюдениями решение ряда фундаментальных проблем в изучении Солнечной системы и в звёздной астрономии, астрофизике.

В программу ОЗСО включены наблюдения небесных объектов для решения тех проблем, где наиболее очевидны преимущества стереоскопии:

- 1) наблюдения для решения задач проблемы астероидно-кометной опасности (АКО) с контролем движения объектов Солнечной системы с абсолютной яркостью до 25^m , включая построение высокоточных орбит объектов из предельно короткой серии синхронных наблюдений;
- 2) наблюдение явлений точечного микролинзирования;
- 3) «мгновенное» определение параллаксов звёзд методом, отличающимся от классического, выполняемого не синхронно; при этом также измеряется распределение энергии в спектрах звёзд и протяжённых фоновых объектов.

Стратегия наблюдений — прямое точное наведение и удержание на время экспозиции, подобно инструментам в проектах HUBBLE, SNAP, JASMINE, ВКО-УФ. Поле зрения астрографов ОЗСО 2ω составляет либо 40, либо 60 угл. мин. Для реализации такого поля зрения в фокальном круге диаметром 350 мм необходима мозаика ПЗС [Чубей и др., 2011].

Таким образом, ставится задача — произвести выбор так, чтобы с помощью разрабатываемых астрографов вышеуказанные задачи можно было бы выполнить с астрометрическим и фотометрическим разрешением на уровне точности, реализованной или планируемой в вышеуказанных современных проектах. При более низком уровне качества инструментов и получаемых с ними результатов проект не имеет смысла.

Заметим, что фундаментальное изучение Солнечной системы на базе новых технологий, развитых к началу XXI в., — проблема назревшая, и к тому же она обозначена астрономическим сообществом как одна из наиболее актуальных [Zeeuw de et al., 2006]. В программе ОЗСО именно этот акцент является важным мотивом развития проекта.

Прикладное значение ОЗСО беспспорно для решения проблем АКО при контроле далёкого, дальнего и непосредственно ближнего околоземного и околосолнечного пространства, а также для изучения поверхностей и газовых оболочек тел Солнечной системы.

Заметим также, что опыт, который может быть получен при выполнении проекта ОЗСО, непременно будет полезным для «солнечного» варианта [Григорьев и др., 2006] орбитальной стереоскопической обсерватории, научная необходимость создания которого не менее строго обоснована, чем создание её «звёздного» варианта, в силу задач, перечисленных в работе [Zeeuw de et al., 2006].

БОЛЬШИЕ МОЗАИКИ В НАЗЕМНОЙ И ВНЕАТМОСФЕРНОЙ АСТРОНОМИИ

Первые применения матричных ПЗС на наземных телескопах, а также разработки таких приёмников для космических целей начались ещё в конце 70-х гг. прошлого столетия. Впервые в мире ПЗС, разработанные во ВНИИ «Электрон», были отправлены к комете Галлея на двух зондах в 1986 г. С тех пор именно потребности астрономии стимулировали интенсивное развитие технологий высокочувствительных крупноформатных ПЗС, а в 1990-х гг. — и фокальных мозаик. В настоящее время крупные зарубежные наземные телескопы оснащены мозаиками от 16 до 96 мегапикселей для оптического диапазона длин волн, а отдельные инструменты с большим полем зрения — мозаиками в несколько сотен мегапикселей [Левко, 2013]. Успешно используется с 2009 г. фокальная мозаика 96 мегапикселей на космическом телескопе Kepler, планируется запуск обсерваторий GAIA [Lindgren, Perryman, 1997] (2013) и SNAP (2020) с мозаиками около 1 гигапикселя. Космические телескопы ИК- и УФ-диапазона мы здесь не упоминаем.

В России крупноформатные ПЗС производятся в ЦНИИ «Электрон» [Алымов и др., 2012], а также разработан наземный телескоп с мозаикой 8К×8К, предназначенный для мониторинга спутников и космического мусора на высоких орбитах [Tarasenko et al., 2010].

Достоинствами ПЗС являются высокая квантовая эффективность (> 90% в максимуме), низкий шум считывания (менее $10 e^-$), широкий спектральный диапазон (300...1050 нм), высокая фотометрическая стабильность (при условии реализации стабильной управляющей электроники). Но создание ПЗС-систем для космических обсерваторий представляет собой более сложную задачу, связанную в первую очередь с необходимостью обеспечения радиационной стойкости как мозаики, так и управляющих блоков с микроэлектронными компонентами. Методы радиационной защиты бортовой электроники хорошо отработаны. Но открытая фоточувствительная поверхность фокальной мозаики будет подвергаться воздействию солнечных космических лучей (протонов, α -частиц, ядер с зарядом $Z > 2$, электронов и нейтронов) и в меньшей степени галактических космических лучей (протонов, ядер гелия и более тяжёлых ядер). Преимущественно протонное излучение Солнца в широком диапазоне энергий вызывает нарастающую от общей дозы облучённости деградацию параметров ПЗС, а именно: изменяются пороговые напряжения смещения на управляющих электродах ПЗС, неэффективность переноса заряда нарастает, увеличивается темновой ток и его неравномерность по полю, возникают «горячие» пиксели, образуется случайный «телеграфный» шум в индивидуальных пикселях [Hopkinson, Mohammadzaden, 2004].

Технологии создания радиационно стойких p -канальных ПЗС хорошо отработаны как в национальных научных центрах и профильных компаниях США и Европы, так и в РФ (ВНИИ «Электрон»). Принципы построения фокальных мозаик основаны на применении секционированных ПЗС с форматом не более 4К×1К с двумя или четырьмя выходными устройствами для минимизации числа переносов в вертикальных регистрах, в которых радиационное воздействие приводит к более высокой неэффективности переноса заряда, чем в горизонтальных [Marshall, Marshall, 2004]. Секционирование

позволяет программно изменять направление считывания заряда в случае повреждения какого-либо выходного узла, что сохраняет число рабочих элементов мозаики.

Конкурентными для построения мозаики являются КМОП-приёмники изображения, разработанные также на основе радиационно стойких технологий. Достоинствами их являются более высокая радиационная стойкость (в 3...10 раз), чем у ПЗС, возможность интеграции функциональных элементов управления считыванием заряда и обработки видеосигнала на одном кристалле, реализации режима «электронного затвора», а также меньшая стоимость производства. Существенные недостатки КМОП-приёмников в сравнении с ПЗС — меньшая квантовая эффективность, более узкий спектральный диапазон, а также разброс и нестабильность характеристик считывающих узлов, расположенных в каждом пикселе. Последнее обстоятельство проявляется на высоких пространственных частотах, трудно устранимо при исправлении пространственной неоднородности изображений и снижает астрометрическую точность и проникающую силу наблюдательной системы. Тем не менее, следует отметить, что существуют всё-таки и высококачественные гибридные КМОП-приёмники, разработанные в рамках проекта будущей обсерватории JWST [Bai et al., 2012].

ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ ПРИЁМНИКА

Для выбора в проекте ОЗСО на стадии НИР мы рассматриваем две стратегии набора ПЗС в мозаику, имеющие каждая свои преимущества: а) много отдельных матриц небольшого формата в мозаике; б) меньшее количество крупноформатных матриц в мозаике того же размера. Некоторое предпочтение, тем не менее, следует отдать сборке с малыми ПЗС и большим их количеством. Аргументы для предпочтения следующие.

Астрографы ОЗСО планируется использовать для наблюдений небесных объектов любых интенсивностей излучения за исключением Солнца. Динамический диапазон интенсивностей подлежащих исследованиям объектов занимает почти 30 звёздных величин, если учесть, что возможны наблюдения Венеры ($-4,5^m$) и звезды 25^m как предельной по интенсивности излучения, наблюдение которой с экспозицией в 3 мин обеспечивает отношение сигнал/шум (ОСШ) ~ 5 . Предполагаемый вид функции рассеяния точки (ФРТ) астрографа определяется при расчёте оптической системы [Чубей и др., 2011]. Для нашего астрографа ФРТ рассчитана для всех диапазонов длин волн. На рис. 1 приведён вид ФРТ для осевой точки.

Выбор размера пиксела определяется требованиями повышения пространственного разрешения (размер пиксела должен быть меньше) и энергетического разрешения (размер пиксела должен быть больше). Оптимальным и, соответственно, компромиссным решением при заданных значениях параметров является выбор квадратного пиксела со стороной 10 мкм. Угловой масштаб изображения будет 0,103 угл.с/пиксел для варианта астрографа с эквивалентным фокусным расстоянием $f = 20$ м и 0,069 угл.с/пиксел — для $f = 30$ м. Для обоих вариантов астрографа линейные размеры фокальной плоскости одинаковы и составляют величину $d = 350$ мм.

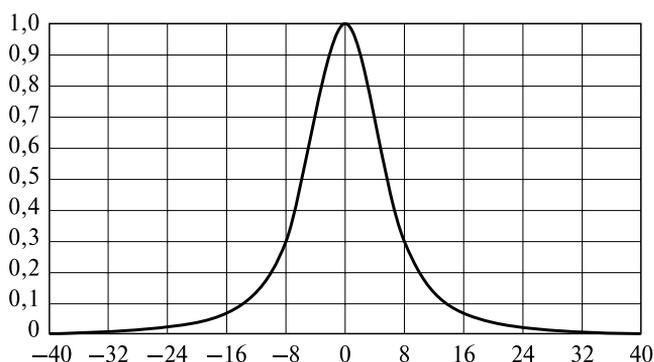


Рис. 1. Полихроматическая функция рассеяния точки (ФРТ) рассчитана для всех диапазонов длин волн. По оси абсцисс отложено расстояние от центра изображения точки (мкм), по оси ординат — относительная освещённость

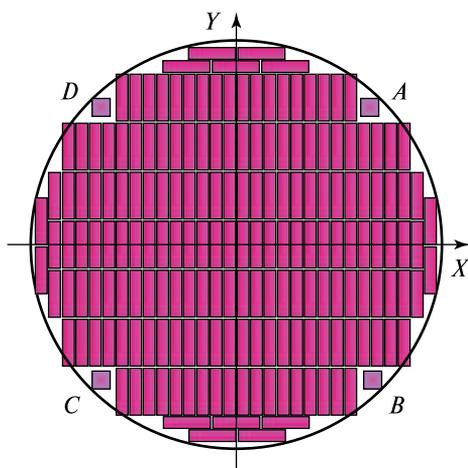


Рис. 2. Стратегия «а». Базовый размер ПЗС — $4К \times 1К$, число элементов — 186, число регистров считывания — 186

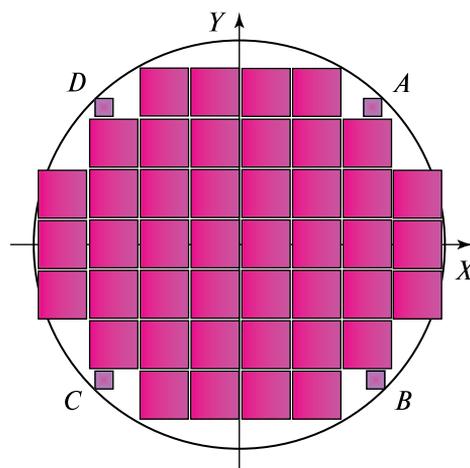


Рис. 3. Стратегия «б» Базовый размер ПЗС — $4К \times 4К$, число элементов — 44, число регистров считывания — 88

Рассмотрим теперь оба варианта мозаики (рис. 2, 3), каждый из которых может быть использован в любом из двух вариантов астрографа. Матрицы A , B , C , D предназначены для функций гидирования и удержания на время экспозиции.

При стратегии «а» поражение факторами космического пространства (ФКП) и выход из строя одного элемента в процессе эксплуатации «выбивает» из работы в 4 раза меньшую площадь, чем при стратегии «б». Это увеличивает срок ресурса мозаики. Заполнение наблюдениями «слепых» промежутков мозаики производится методом съёмки со смещением точки наводки по диагонали. Второй снимок необходим и для исключения артефактов от ФКП.

С другой стороны, недостатком стратегии «а» является большое количество выходных каналов мозаики, что приводит к увеличению объёма бортовой

электроники и повышению энергопотребления от бортовых источников питания. Для устранения этой проблемы необходимо разработать радиационно стойкие многоканальные микросхемы ASIC (Application-Specific Integrated Circuit), обеспечивающие как управление элементами мозаики, так и обработку видеосигналов.

Наблюдение площадки неба с ярким объектом можно вести, управляя экспозициями матрицы, на которую пришлось изображение такого объекта, так, чтобы не было разлива заряда. Это увеличивает эффективность использования фокальной площади. Такое же управление возможно и при стратегии «б», но наличие яркого объекта скажется при этом на большей по сравнению с вариантом «а» площади поля. Наконец, время считывания меньше при стратегии «а», что также имеет значение. В противовес этому покрытие угловой площади несколько более качественное в варианте «б», поскольку сокращается число «слепых» зон.

При обоих вариантах мозаики объём информации полного кадра определяется общим числом пикселей $N \approx 0,82 \cdot 10^9$. Окончательный выбор мозаики, таким образом, возможен только на стадии НИОКР.

КАЛИБРОВКА

Вопрос о геометрической калибровке поля астрографов принципиальных трудностей не вызывает и сводится к построению таблицы (векторного поля) искажений, включая совокупное влияние остаточных aberrаций оптики астрографа, нерегулярность пиксельной структуры отдельных ПЗС-матриц и неточность взаимной ориентации ПЗС-матриц и их наклона к фокальной плоскости, возникающую при сборке мозаики. Фотометрическая калибровка проводится методами, аналогичными используемыми в наземной ПЗС-фотометрии. При инициализации обсерватории после развёртывания обоих космических аппаратов (КА) в штатных местах потребуются провести юстировочные наблюдения избранных зон небесной сферы с целью определения системы редуцированных констант для каждого из астрографов методами астрографической редукции.

В список задач ОЗСО не включается построение глобальной небесной системы координат: эта задача решается на околоземных орбитах, и в планируемом проекте GAIA [Lindgren, Perryman, 1997] должна быть достигнута точность её решения на уровне десятков миллионных долей секунды дуги. Изготовление бортового каталога в настоящее время уже проблемы не представляет. Работа ОЗСО будет выполняться в Международной небесной опорной системе координат ICRF (International Celestial Reference Frame).

ПРЕДЕЛЬНАЯ ЗВЁЗДНАЯ ВЕЛИЧИНА И КОНТРОЛЬ НЕПОСРЕДСТВЕННО ОКОЛОЗЕМНОЙ ЗОНЫ ПРОСТРАНСТВА

Обсерватория ОЗСО имеет в списке задач наблюдения объектов, сближающихся с Землёй (ОСЗ). Наиболее важная зона космического пространства, контролировать которую планируется специальными инструментами

[Tarasenko et al., 2010] в ряде проектов, например, в российском проекте, концепция которого изложена в работе [Shugarov et al., 2011], — это зона, ограниченная геоцентрической сферой радиусом до 0,5 а.е. Возникший ажиотаж СМИ в связи с обсуждаемой специалистами проблемой астероидно-кометной опасности (АКО) вносит и некоторое «смущение» в круг профессионалов, способных решать проблему. «Смущение» вызвано реально существующей в принципе угрозой столкновения, обозначенной предстоящим сближением с астероидом Апофис, но больше политическими и финансовыми проблемами обеспечения исследований: за финансирование надо бороться!

Очевидно, что проблема АКО имеет фундаментальный аспект — изучение методами фундаментальной науки основных закономерностей движения с выявлением потенциально опасных объектов — и прикладной аспект — удовлетворить социальное и политическое внимание к проблеме. Можно утверждать, что угроза столкновения «висит» над земной цивилизацией с момента зарождения жизни, но это не может быть предметом для паники. Специалистам следует спокойно разобраться в проблеме.

Поскольку потребуется длительное время на решение, имеет смысл избрать стратегию фундаментальных исследований с продуманной методикой и в оптимальных физических и технологических условиях. Для реализации такой стратегии трудно указать другую конфигурацию элементов обсерватории, более подходящую, чем ОЗСО, и её успех будет во многом зависеть от работы астрографов, рассчитываемых на наблюдение предельных величин $m_{\text{lim}} = 25^m$. Наблюдать непосредственно примыкающую к Земле зону космического пространства надо будет с расстояния в 1 а.е. Проверим, действительно ли это составляет $m_{\text{lim}} = 25^m$ для наших инструментов, и какие объекты возможно наблюдать с ними на расстоянии в 1 а.е. от точек Лагранжа.

Проведём эту оценку согласно формуле для определения предельной величины, приведённой в монографии по проблеме АКО [Астероидно..., 2010]:

$$m = 7,1 + 0,5\mu + 2,5 \lg \frac{\sqrt{S\eta T}}{k\Delta}, \quad (1)$$

где S — эффективная площадь телескопа в квадратных сантиметрах; η — квантовая эффективность ПЗС-матрицы; T — время накопления, в секундах времени; Δ — поперечник изображения звезды, в угловых секундах (точнее, сторона квадрата из целого числа элементов изображения — пикселей, накрываемых дифракционным изображением звезды на матрице); k — ОСШ; μ — фон неба в звёздных величинах на квадратную секунду дуги. Применив формулу (1) к астрографам ОЗСО, получаем оценки, приведённые на рис. 4.

При экспозиции в 120 с для апертуры в 1 м детектируется объект яркостью $m_{\text{lim}} = 25^m$. В таблице представлен фрагмент табл. 3.5 монографии [Астероидно..., 2010, с. 68], где рассчитаны минимальные размеры астероида (м) в зависимости от альbedo при абсолютной звёздной величине H . Как видно из таблицы, минимальные размеры астероида, детектируемого инструментами ОЗСО в окрестности Земли, составляют 19, 25, 60 м, в зависимости от альbedo. Гарантированность обнаружения ОСЗ указанных минимальных размеров инструментами ОЗСО, очевидно, решает вопрос предупреждения по требованиям АКО о приближениях к околоземной зоне пространства действительно опасных объектов.

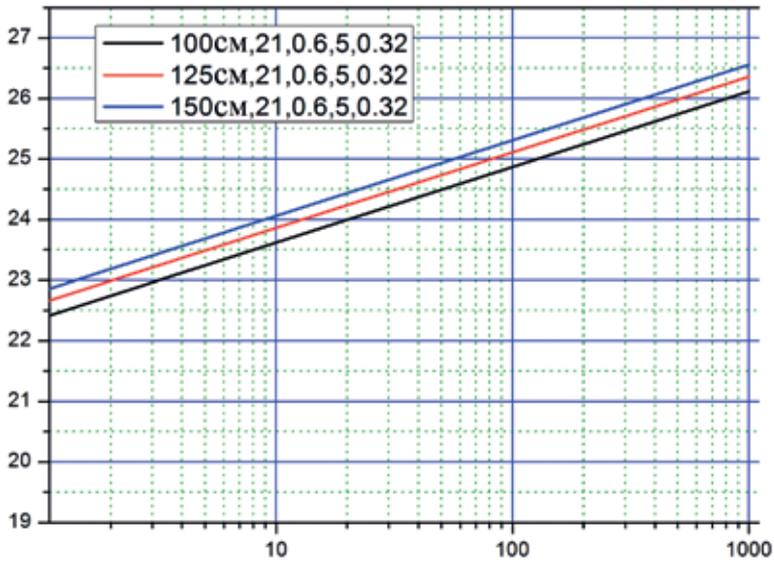


Рис. 4. Предельная видимая величина астрографов в зависимости от экспозиции при апертурах, отражённых в легенде. По оси абсцисс — время экспозиции в секундах, по оси ординат — видимая звёздная величина

Минимальные размеры астероида (м) в зависимости от альбедо p_v , при абсолютной звёздной величине H

Диаметр			H
при $p_v = 0,50$	при $p_v = 0,05$	при $p_v = 0,005$	
60	85	190	22,5
45	65	150	23,0
40	50	120	23,5
30	40	95	24,0
25	35	75	24,5
19	25	60	25,0
15	20	50	25,5
12	17	37	26,0

Рассмотрим схему наблюдений этой зоны инструментами ОЗСО, отображённую на рис. 5. На этом рисунке круг $L_4T_3L_5$ — орбита Земли. В точках L_4 , L_5 установлены КА. Астрограф каждого из КА с градусным полем строит изображение всех объектов в конусе с углом раствора 1° , и в пересечении двух конусов расположена геоцентрическая сфера радиусом $R = \operatorname{tg} 1^\circ \times 1 \text{ а. е.} = 2\,618\,259,7 \text{ км}$, диаметр сферы почти равен расстоянию между точками L_1 , L_2 . В таксономических характеристиках найдём, что в круге внутри орбиты Земли ОСЗ будут «догонять» Землю, поскольку в этом круге скорость движения любого тела больше скорости движения Земли. Во внешнем круге, наоборот, Земля будет обгонять ОСЗ — всё в соответствии с законами Кеплера.

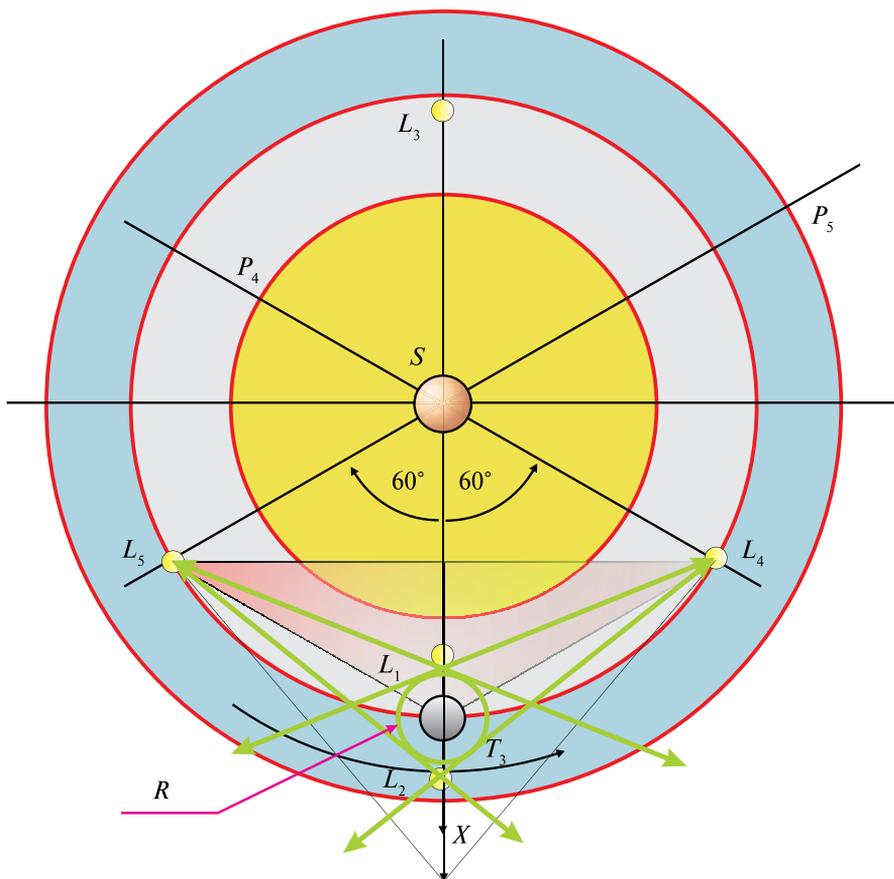


Рис. 5. Схема наблюдений непосредственно околоземной зоны пространства в проекции на эклиптику (пояснения в тексте)

При хорошей оптике программа контроля непосредственно околоземного и всего дальнего пространства в проекте ОЗСО решается с эффективностью, не уступающей эффективности в других проектах, именно благодаря высококачественной системе регистрации астрономических изображений и «вынесенного» по отношению к Земле и Солнцу положению частей ОЗСО.

Проблема техногенного «засорения» близкого к Земле пространства, в котором работают все околоземные спутниковые системы, по нашему мнению, должна решаться как наземными, так и околоземными орбитальными специальными оптическими и радиотехническими наблюдательными средствами и специальными техническими аппаратами.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Из приведённых оценок и рассуждений можно сделать следующие выводы.

1. Применение отработанных на практике наблюдательных космических ПЗС-технологий для системы регистрации астрографов в ОЗСО мозаикой из ПЗС-матриц более предпочтительно, чем применение развивающихся КМОП-технологий.

2. В целом ОЗСО эффективно решает задачи научной программы, включая проблемы АКО в непосредственной близости к Земле и во всём пространстве Солнечной системы.
3. Исследование Солнечной системы методами фундаментальной науки обрело особую актуальность. Занятие окрестностей либрационных центров L_4 , L_5 позволяет построить долговременную обсерваторию, с помощью которой можно будет эффективно решать задачи фундаментального исследования окосолнечного пространства.

ЛИТЕРАТУРА

- [Алымов и др., 2012] *Алымов О. В., Левко Г. В., Минкин В. А., Стерлядкин О. К.* Крупноформатные ФПЗС производства ОАО «ЦНИИ «Электрон» // Материалы 9-й Международной конференции «Телевидение: передача и обработка изображений». 26–27 июня 2012, Санкт-Петербург. СПб.: НИИТ, 2012.
- [Астероидно..., 2010] Астероидно-кометная опасность: вчера, сегодня, завтра / Под ред. Б. М. Шустова, Л. В. Рыхловой. М.: Физматлит, 2010. 384 с.
- [Григорьев и др., 2006] *Григорьев В. М., Папушев П. Г., Чупраков С. А., Чубей М. С., Кулагин Е. С., Ерошкин Г. И., Львов В. Н., Толчельникова С. А., Ягудин Л. И.* Межпланетная солнечная стереоскопическая обсерватория // Оптический журн. 2006. Т. 73. № 4. С. 43–48.
- [Левко, 2013] *Левко Г. В.* Крупноформатные ПЗС И ПЗС-мозаики // Вопросы радиоэлектроники. Сер. Техника телевидения. 2013. Вып. 1. С. 34–48.
- [Чубей, 2010] *Чубей М. С.* Межпланетная солнечная стереоскопическая обсерватория: астрономическая часть научной программы и компоновки // Труды Всероссийской астрометрической конференции «Пулково-2009»; Известия ГАО РАН. 2010. № 219. Вып. 4. С. 361–368.
- [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 // Сб. тр. 2-й Всероссийской конференции «Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов». 13–16 сентября 2010, Россия, Таруса / Под ред. Г. А. Аванесова. М.: ИКИ РАН, 2011. С. 174–182.
- [Bai et al., 2012] *Bai Y., Tennant W., Anglin S., Wong A., Farris M., Xu Min, Holland E., Cooper D., Hosack J., Ho K., Sprafke Th., Kopp R., Starr B., Blank R., Beletic J. W.* 4K×4K Format, 10 μm Pixel Pitch H4RG-10 Hybrid CMOS Silicon Visible Focal Plane Array for Space Astronomy // Proc. SPIE 8453, High Energy, Optical, and Infrared Detectors for Astronomy V, 84530M (August 20, 2012) / Ed. A. D. Holland, J. W. Beletic. 2012. P. 1–18.
- [Debris..., 2010] Debris in High Earth Orbits // Proc. of the 8th US – Russian Space Surveillance Workshop, Wailea, Maui, HI April 18–23, 2010 / Ed. K. P. Seidemann. 2010. P. 21–28.
- [Lindgren, Perryman, 1997] *Lindgren L., Perryman M. A. C.* GAIA: Global Astrometric Interferometer for Astrophysics // ESA SP-402. 1997. P. 799–809; *Høg E., Bastian U., Seifert W.* Optical design for GAIA // ESA SP-402. 1997. P. 783–797.
- [Hopkinson, Mohammadzaden, 2004] *Hopkinson G. R., Mohammadzaden A.* Radiation Effects in Charge-Coupled Device (CCD) Imagers and CMOS Active Pixel Sensors // Intern. J. High Speed Electronics and Systems. June 2004. V. 14. N. 2. P. 419–443.

- [Marshall, Marshall, 2004] *Marshall C. J., Marshall P. W.* CCD Radiation Effects and Test Issues for Satellite Designers // Review Draft 1.0 (NASA-GSFC Multi-Engineering Disciplinary Support Contract Task 1058). 2004. P. 1–25.
- [Shugarov et al., 2011] *Shugarov A. S., Terebizh V. Yu., Martynov M. B., Shustov B. M., Vlasenko O. V., Barabanov S. I.* A Concept of Space System Designed for the Detection of NEOs // IAA Planetary Defense Conference. 9–12 May 2011. Bucharest, Romania.
- [Tarasenko et al., 2010] *Tarasenko I., Terebizh V., Markelov S.* Some Issues of Creation of Wide-Field Telescopes for Monitoring Satellites and Space Debris in High Earth Orbits // Proc. 8th US-Russian Space Surveillance Workshop. Wailea, Maui, HI April 18–23, 2010 / Ed. K. P. Seidelmann. 2010. P. 21–28.
- [Zeeuw de et al., 2006] *Zeeuw de T. et al.* A Science Vision for European Astronomy. ASTRONET SVWG. DRAFT. December 19, 2006. URL: <http://www.strw.leidenuniv.nl/sciencevision>.

IMAGING SYSTEM AND SENSITIVITY OF THE ORBITAL STELLAR STEREO SCOPIC OBSERVATORY ASTROGRAPH

*M. S. Chybey*¹, *V. V. Kouprianov*¹, *V. N. L'vov*¹, *A. V. Bakholdin*², *G. I. Tsukanova*², *S. V. Markelov*³

¹ Central (Pulkovo) astronomical observatory of the Russian academy of sciences, St. Petersburg

² St. Petersburg National Research University of Information Technologies, Mechanics and Optics, St. Petersburg

³ Special Astrophysical Observatory of the Russian academy of sciences, Nizhnij Arkhyz, Zelenchukkiy region, Karachai-Cherkessian Republic, Russia

At present, a major trend in CCD astronomy is to cover large fields of view by means of using CCD mosaics. Modern technologies for producing radiation-resistant CCDs strongly increase the lifetime of imaging systems in space. Here we discuss some prerequisites for choosing an appropriate focal plane array design for the OSSO project. Experience gained when building ground-based telescopes, as well as design concepts of ongoing space-based observatories, are used as a starting point. We present variants of the CCD mosaic and impose basic requirements on the OSSO imaging system.

Keywords: astronomical imaging, long-focus astrograph, space-based observatory, CCD mosaic.

Chybey Markiyán Semenovich — leading researcher, PhD, e-mail: mchubey@gao.spb.ru.

Kouprianov Vladimir Victorovich — senior researcher, e-mail: v.k@bk.ru.

L'vov Victor Nikolaevich — senior researcher, PhD, e-mail: epos@gao.spb.ru.

Bakholdin Alexey Valentinovich — leader of cathedra of applied and computer optics, PhD (Technical Sciences), e-mail: bakholdin@aco.ifmo.ru.

Tsukanova Galina Ivanovna — senior lecturer, PhD (Technical Sciences), e-mail: ZukanovaGI@aco.ifmo.ru.

Markelov Sergey Victorovich — leader of laboratory of advanced development, PhD (Technical Sciences), e-mail: markel@sao.ru.

НАБЛЮДЕНИЕ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ С ПОМОЩЬЮ ОПТИЧЕСКИХ ДАТЧИКОВ В ЭКСПЕРИМЕНТАХ СПИРИТ / КОРОНАС-Ф И ТЕСИС / «КОРОНАС-ФОТОН»

С. В. Кузин¹, А. С. Ульянов¹, С. В. Шестов¹, С. А. Богачёв¹, Г. Ф. Карабаджак²

¹ Федеральное государственное бюджетное учреждение науки
Физический институт им. П. Н. Лебедева Российской академии наук (ФИАН),
Москва

² Федеральное государственное унитарное предприятие Центральный
научно-исследовательский институт Машиностроения (ЦНИИмаш), Москва

В настоящее время наблюдение за космическим мусором ведётся в основном наземными методами, которые не позволяют регистрировать объекты с размером менее 10 см. Для их обнаружения и каталогизации наиболее эффективным является наблюдение из космоса — со спутников и автоматических или пилотируемых станций. Массовое применение этого метода, однако, ограничено высокой стоимостью создания аппаратуры и вывода её в космос.

В работе предлагается альтернативный способ регистрации космического мусора, основанный на использовании звёздных датчиков систем ориентации, которыми оснащаются практически все современные космические аппараты. На конкретных примерах показано, что с помощью звёздных датчиков можно регистрировать частицы космического мусора с размером от 1 мм, находящиеся на расстоянии до нескольких километров от космического аппарата. Апробация метода произведена в ходе двух космических экспериментов: СПИРИТ на спутнике КОРОНАС-Ф и ТЕСИС на спутнике «КОРОНАС-Фотон». В ходе исследования был также разработан комплекс программного обеспечения, способный автоматически производить поиск частиц мусора на изображениях, определять их координаты и скорость и рассчитывать параметры их орбит. Всего в ходе двух экспериментов обработано около 100 тысяч изображений, на которых обнаружено примерно 600 космических объектов.

Ключевые слова: космический мусор, звёздные датчики, космические наблюдения.

ВВЕДЕНИЕ

Проблема засорённости околоземного пространства появилась с момента запуска первого искусственного спутника Земли и, учитывая тенденцию к постоянному росту орбитальной группировки спутников, а также увеличение количества космического мусора (КМ) вследствие столкновения частиц мусора с КА и друг с другом (синдром Кесслера), становится всё более актуальной. Ведущие космические державы, как известно, проводят планомерную работу по отслеживанию космического мусора, составлению каталогов его

Кузин Сергей Вадимович — заведующий лабораторией,
доктор физико-математических наук, e-mail: kuzin@lebedev.ru.

Ульянов Артём Сергеевич — студент, e-mail: ikiru@inbox.ru.

Шестов Сергей Викторович — младший научный сотрудник, e-mail: sshestov@dgap.mipt.ru.

Богачёв Сергей Александрович — ведущий научный сотрудник,
доктор физико-математических наук, e-mail: bogachev@sci.lebedev.ru.

Карабаджак Георгий Февзиевич — начальник отдела, e-mail: gfk@tsniimash.ru.

орбит и долгосрочному прогнозированию сближений КМ с космическими аппаратами (КА). При этом основным источником данных являются широкоугольные наземные оптические телескопы, а также средства радиолокации, в том числе радиолокация с дальними базами (РСДБ).

Наблюдения космических объектов с Земли затруднены из-за ряда факторов, основным из которых является атмосфера, поглощающая и рассеивающая излучение от мелких объектов. Оптические наблюдения возможны лишь в ночное время суток, при этом, как правило, не более 100...150 дней в году. Что касается методов радиолокации, то они, по-видимому, не применимы для объектов с размером менее 10 см; соответствующие данные также довольно трудны в обработке. Кроме того, каждая оптическая или радиообсерватория может регистрировать объекты только в ограниченном интервале наклонов орбит, что снижает эффективность наблюдений.

Указанные ограничения можно преодолеть, если перейти к непосредственному наблюдению КМ из космоса. Оптимальным способом было бы создание специализированных космических обсерваторий, предназначенных для мониторинга и регистрации фрагментов космического мусора в нескольких спектральных диапазонах. В качестве примера можно привести американский спутник MSX, запущенный в 1996 г. и проработавший более 10 лет. На спутнике были установлены криогенный ИК-радиометр и фурье-спектрометр, камеры видимого и УФ-диапазонов и УФ-спектрографическая камера. Аппаратура работала в интервале длин волн от 0,11 до 28 мкм. Одной из задач исследований на MSX было наблюдение КМ. В эксперименте регистрировались как каталогизированные дискретные объекты размером более 1 см, так и облака мелких фрагментов КМ (более 1 мкм), образовавшиеся в результате работы ракетных двигателей и разрушения спутников.

Основным недостатком этого метода является продолжительное время создания аппаратуры и её высокая стоимость. Реализация такой задачи, кроме того, невозможна без включения работ в Федеральную космическую программу России. Учитывая это, научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы по созданию одной специализированной обсерватории для регистрации КМ могут занять от 8 до 10 лет.

Следует обратить внимание, что уже сейчас большинство космических аппаратов оснащено звёздными датчиками (ЗД) — компактными оптическими телескопами, предназначенными для наблюдения звёздного неба. Данные, получаемые с помощью ЗД, используются для поддержания ориентации КА. По своему назначению ЗД обладают широким полем зрения и имеют высокую чувствительность, необходимую для регистрации звёзд малой звёздной величины, а также обычно работают в режимах с малыми экспозициями, чтобы избежать смазывания изображений звёзд при движении космического аппарата. Таким образом, их характеристики очень хорошо подходят для задачи слежения за быстро движущимися космическими объектами (КО), в том числе фрагментами космического мусора, с малой яркостью. В настоящей работе представлены результаты проверки на практике данного предположения в ходе двух космических экспериментов: СПИРИТ на спутнике КОРОНАС-Ф и ТЕСИС на спутнике «КОРОНАС-Фотон». Головным разработчиком научной аппаратуры (в том числе оптических датчиков) для обоих экспериментов являлся Физический институт Российской академии наук (ФИАН).

МЕТОД ИССЛЕДОВАНИЯ

Предлагаемый принцип регистрации КМ с помощью ЗД является пассивным: частицы КМ освещаются солнечным излучением, которое отражается от них и регистрируется оптической системой ЗД. Вследствие небольшого расстояния до космического объекта и большой относительной скорости КО относительно КА, с которого проводится регистрация, изображение получается в виде трека. Таким образом, оно легко выделяется на фоне точечных изображений звёзд.

Поток излучения, рассеянного фрагментом КМ, оценивается по формуле

$$P \approx \alpha P_0 \frac{a^2}{R^2}, \quad (1)$$

где $P_0 \approx 1400 \text{ Вт/м}^2$ — солнечная постоянная; a — характерный размер фрагмента; R — расстояние до него; α — альbedo.

Энергия излучения, приходящаяся на один пиксел трека, определяется размером входного зрачка и временем пролёта пиксела:

$$E \approx P \frac{\pi D^2}{4} \tau, \quad (2)$$

где D — диаметр объектива; τ — время пролёта одного пиксела, определяемое по формуле

$$\tau = \frac{R\mu}{Fv}, \quad (3)$$

где F — фокусное расстояние объектива; μ — размер пиксела ПЗС-матрицы; v — проекция относительной скорости фрагмента на плоскость матрицы.

С учётом квантовой эффективности детектора и коэффициента преобразования АЦП сигнал (в отсчётах) в пикселе трека составляет:

$$I = \frac{q\eta\alpha\lambda\pi D^2 P_0 a^2 \mu}{4hcRFv}, \quad (4)$$

где h — постоянная Планка, $h = 6,63 \cdot 10^{-34} \text{ Дж}\cdot\text{с}$; c — скорость света, $c = 3 \cdot 10^8 \text{ м/с}$; λ — длина волны, $\lambda = 500 \text{ нм}$; η — квантовая эффективность, $\eta = 0,4$; q — коэффициент преобразования АЦП.

Порог регистрации определяется шумом детектора σ , который различен для разных приборов; для звёздных датчиков в составе ТЕСИС он составлял около 20 отсчётов. Отсюда минимальный размер детектируемых КО определяется по формуле:

$$a_{\min} = \left[\frac{4hc\sigma RFv}{q\eta\alpha\lambda\pi D^2 P_0 \mu} \right]^{1/2}. \quad (5)$$

В таблице приведены результаты расчёта предельного размера фрагментов (в сантиметрах) как функция скорости частицы v и расстояния до неё R . Расчёты проведены для звёздного датчика со следующими характеристиками: входной объектив с $D = 40 \text{ мм}$ и $F = 70 \text{ мм}$, детектор с ПЗС-матрицей с $\mu = 13,5 \text{ мкм}$ и $q = 0,1$. В качестве альbedo было принято значение $\alpha = 0,1$.

Минимальный размер детектируемых объектов (в сантиметрах) в зависимости от скорости объекта v и расстояния до него R

R , км	v , км/с			
	1	5	10	20
1	0,2	0,6	0,8	1,1
10	0,8	1,7	2,5	3,5
100	2,5	5,5	7,8	11,0
500	5,5	12,3	17,4	24,7

Таким образом, теоретически, даже с помощью компактных среднесветосильных звёздных датчиков, можно регистрировать частицы мусора с размерами менее 1 см.

ОПИСАНИЕ ЗВЁЗДНЫХ ДАТЧИКОВ НАУЧНОЙ АППАРАТУРЫ СПИРИТ И ТЕСИС

В настоящем разделе описаны звёздные датчики, входившие в состав комплексов научной аппаратуры СПИРИТ/КОРОНАС-Ф и ТЕСИС/«КОРОНАС-Фотон», по данным которых проводилось практическое исследование. Датчики предназначались для определения текущей прецизионной трёхмерной ориентации спутников КОРОНАС, имевших одноосную систему стабилизации.

Конструктивно звёздные датчики состояли из входной бленды, объектива и ПЗС-матрицы (рис. 1). Объектив 3Д аппаратуры СПИРИТ имел светосилу 1:1, входную апертуру 60 мм, диаметр бленды 50 мм. ПЗС-матрица имела формат 768×288 ячеек размером 17×34 мкм. Поле зрения звёздного датчика составляло 11°, разрешение 1×2 угл. мин. Регистрация звёзд и других объектов проводилась под углом примерно в 90° по направлению на Солнце. Чувствительность аппаратуры позволяла регистрировать звёзды до $>12^m$ и аналогичные по яркости объекты. Всего в составе аппаратуры было 2 звёздных датчика, «смотревших» в одном направлении (детекторы были повернуты друг к другу под углом 87,5°). Время экспозиции датчиков составляло 1,1...2,2 с.

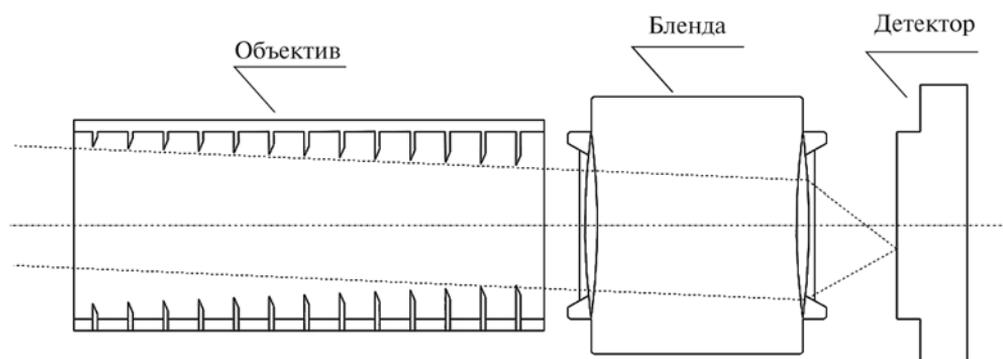


Рис 1. Принципиальная схема звёздных датчиков проекта КОРОНАС

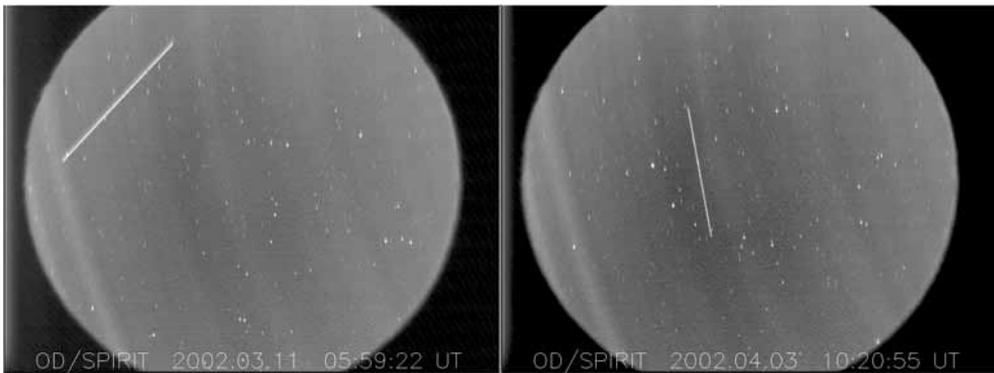


Рис. 2. Одновременные изображения одного участка неба двумя звёздными датчиками эксперимента СПИРИТ в режиме поиска космического мусора

Звёздные датчики аппаратуры ТЕСИС для спутника «КОРОНАС-Фотон» имели такую же оптическую схему, но отличались рядом характеристик. В них был использован объектив с фокусным расстоянием 77 мм и относительным отверстием 1:1,8; ПЗС-матрица имела 512×512 элементов размером 13,5×13,5 мкм. Поле зрения ЗД составляло 5×5°, разрешение — 4×4 угл. мин, чувствительность — до $>12^m$. Датчики «смотрели» в противоположные точки небесной сферы (расположены под углом 180° друг к другу).

Для регистрации треков КО в эксперименте СПИРИТ использовался режим наблюдения одного участка неба двумя датчиками. Это связано с особенностью ПЗС-детектора: треки на них могут формироваться не только при регистрации частицы мусора, но и из-за попадания в детектор высокоэнергичной частицы, летящей под малым углом к чувствительной поверхности ПЗС. При одновременной съёмке неба двумя датчиками трек от космического мусора будет наблюдаться на обоих изображениях, тогда как трек от высокоэнергичной частицы формируется лишь на одной из двух ПЗС (рис. 2). Разделить эти два случая можно и при работе с одним датчиком, при условии его оснащения быстродействующим электронным затвором, позволяющим получить два изображения за время, меньшее, чем время пролёта частицы в поле зрения датчика.

МЕТОД ОБРАБОТКИ ДАННЫХ

За время проведения эксперимента СПИРИТ с августа 2001 по декабрь 2005 г. общее количество изображений, полученных датчиками в режиме поиска космического мусора, составило 11 106 (5553 пары одновременных изображений). В эксперименте ТЕСИС получено около 100 тысяч изображений. Обработка такого объёма данных представляет определённые трудности. Кроме того, на одно изображение с регистрацией события может приходиться до нескольких сотен изображений, которые не содержат целевой информации. По этой причине нами был создан комплекс программного обеспечения для специализированной обработки.

Для датчиков аппаратуры СПИРИТ методика состояла из следующих шагов:

- применение к изображениям сглаживающего и высокочастотного фильтров;
- преобразование в битовую маску;
- удаление звёзд;
- совмещение одновременных изображений и выделение трека.

Сглаживающий фильтр уменьшает влияние шума за счёт свёртки изображения с квадратной матрицей нечётной размерности, все элементы которой равны $1/n$, где n — размерность матрицы. Высокочастотный фильтр состоит в свёртке сглаженного изображения с квадратной матрицей нечётной размерности, все элементы которой равны «-1», кроме центрального, который положителен и равен квадрату размерности матрицы. Такой фильтр увеличивает интенсивность звёзд и треков (рис. 3).

Преобразование в битовую маску основано на задании определённого порога интенсивности, который обычно равен сумме средней интенсивности сигнала на изображении и стандартного отклонения сигнала от среднего. Значения всех пикселей, интенсивность которых ниже порога, устанавливается равной нулю, а тех, которые больше или равны порогу, — равной единице. Такая маска требует меньшей машинной и бортовой памяти, а также хорошо приспособлена для последующего анализа.

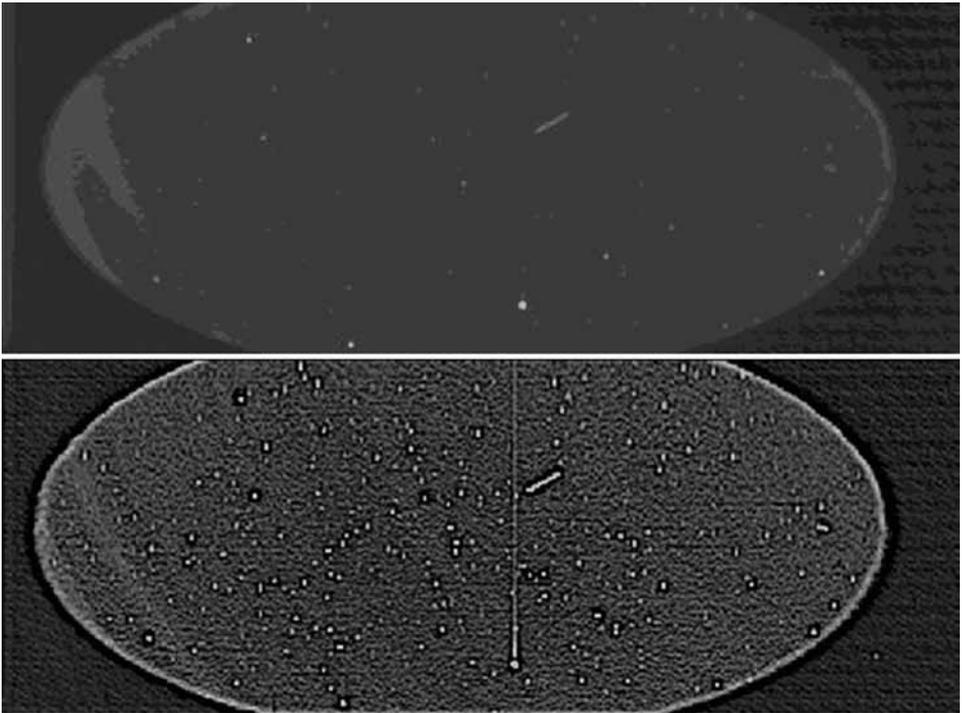


Рис. 3. Результаты последовательного применения к изображению со звёздного датчика двух фильтров: сглаживающего (верхняя панель) и высокочастотного (нижняя панель)



Рис. 4. Преобразование изображений со звёздных датчиков в битовую маску и выделение трека

Удаление звёзд осуществляется путём установки максимального радиуса звезды, который определяется экспериментально для конкретного инструмента. Для датчиков аппаратуры СПИРИТ использовалось значение 5 пикселей. После проведённой чистки изображение становится пустым, либо на нём остаются только треки (исчезают точечные объекты — звёзды) — рис. 4.

Последним шагом является сравнение двух одновременных изображений, в результате которого остаются только кадры, на которых трек присутствует сразу на двух изображениях.

Обработка изображений звёздных датчиков аппаратуры ТЕСИС происходила по схожему алгоритму, однако для отделения изображений мусора от треков энергичных частиц использовался другой алгоритм. Для выделения на изображениях компактных объектов применялся медианный фильтр. Ширина окна фильтра задаёт верхнюю границу размера выделяемых объектов (наиболее подходящее значение для поиска треков составляет 6 пикселей). Результат применения фильтра представлен на рис. 5. Каждому из объектов соответствуют свои эффективные значения длины и ширины, определяемые по их тензору инерции (в качестве массовых коэффициентов брались значения интенсивностей соответствующих пикселей). На рис. 6 представлено распределение длины и ширины объектов за промежуток времени с апреля по ноябрь 2009 г. Треки космического мусора представляют собой объекты с длиной более 15 пикселей и шириной от 0,5 до 3,0 пикселей (соответствующая область значений показана на рисунке красными пунктирными линиями). Треки заряженных частиц имеют схожие значения длины и ширины, однако вне радиационных поясов и магнитных аномалий они наблюдаются в крайне малом количестве.



Рис. 5. Результат обработки изображения со звёздного датчика медианным фильтром

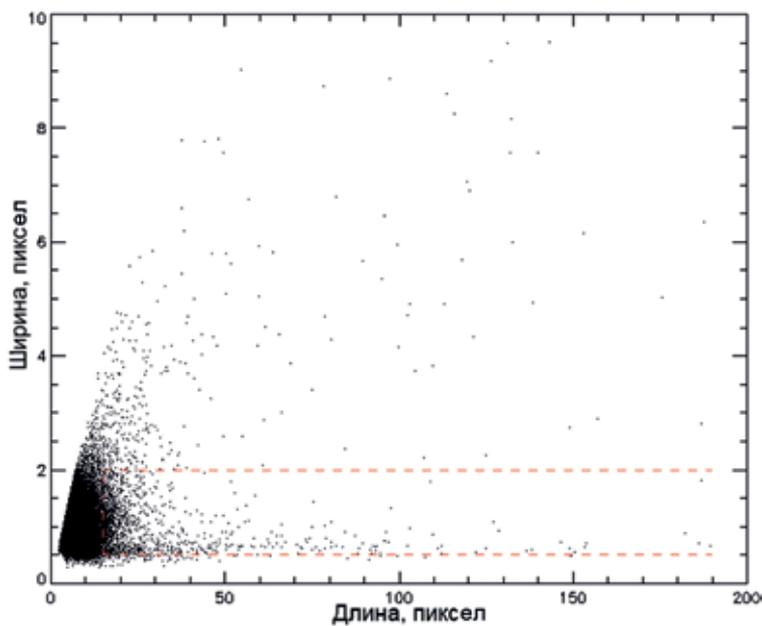


Рис. 6. Распределение изображений космических объектов, зарегистрированных звездными датчиками эксперимента ТЕСИС, по размерам

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ОРБИТЫ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ ПО ИЗОБРАЖЕНИЯМ ЗВЁЗДНОГО ДАТЧИКА АППАРАТУРЫ СПИРИТ

Основной целью работы помимо собственно поиска объекта космического мусора являлось определение его орбиты по координатам визирования крайних точек трека КО. В этом разделе описана соответствующая процедура.

Орбита КО определяется шестью неизвестными Кеплеровыми элементами орбиты. Соответствующие элементы могут быть вычислены, если известны вектор положения КО, а также его скорость. Таким образом, задача сводится к нахождению трёх координат КО и трёх координат его скорости в заданный момент времени.

Поставленная задача проще всего может быть решена в сферической системе координат, привязанной к спутнику. В этой системе координат положение КО определяется углами прямого восхождения и наклона, которые могут быть напрямую вычислены по координатам визирования точек трека КО, а также расстоянием от спутника до КО. Соответствующее расстояние определялось методом параллакса по одновременным изображениям трека КО в двух датчиках.

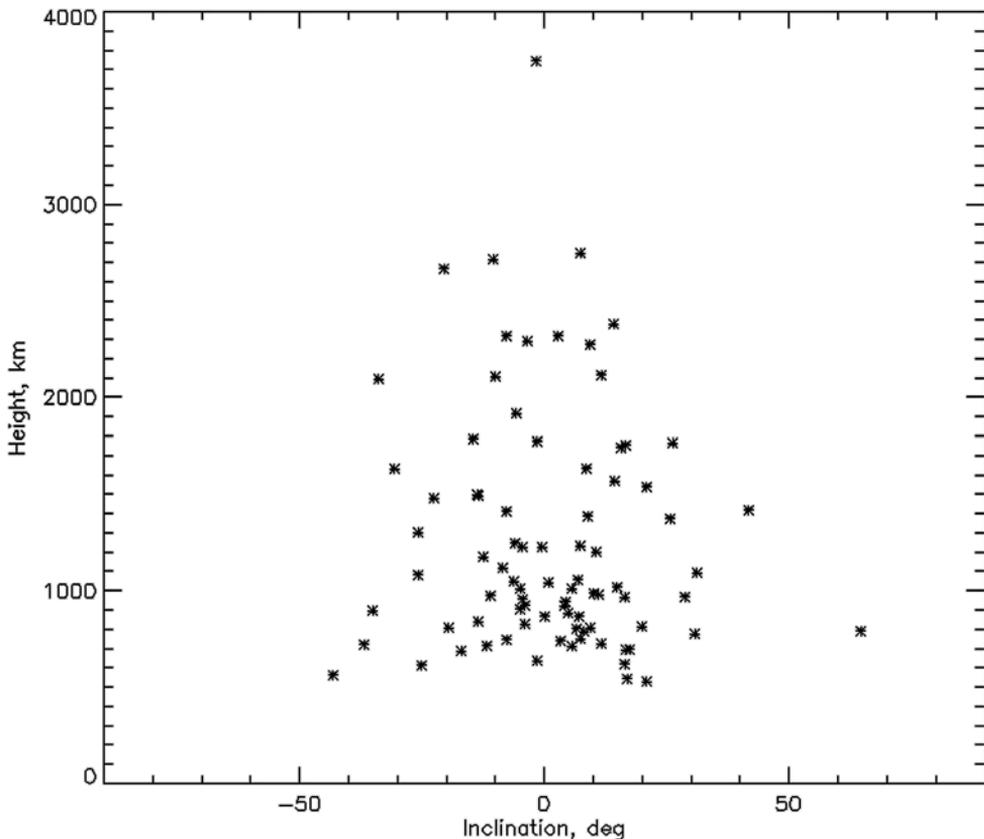


Рис. 7. Диаграмма распределений параметров орбит космического мусора, наблюдавшегося в экспериментах СПИРИТ и ТЕСИС

Таким образом, алгоритм нахождения параметров орбиты состоял из следующих этапов:

- определение координат крайних точек трека на одновременных изображениях;
- определение координат положения и скорости КО относительно спутника;
- определение координат положения и скорости спутника;
- определение параметров орбиты КО по координатам трека и положению спутника.

Векторы визирования крайних точек трека определялись с использованием данных об ориентации звёздного датчика и угла поворота ПЗС-матрицы относительно оси визирования.

Координаты спутников КОРОНАС-Ф и «КОРОНАС-Фотон» в конкретный момент времени вычислялись по данным системы NORAD (США). Параметры орбиты спутника — двустрочные элементы, доступны по запросу с сайта www.space-track.org.

На рис. 7 приведена диаграмма распределения параметров орбиты КО. По оси x на графике отложен угол наклона орбиты КО, по оси y приведена высота орбиты.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

За время проведения эксперимента на спутнике КОРОНАС-Ф с ЗД СПИРИТ было получено 20 тысяч изображений (общее время наблюдений ~11 ч), из них 85 содержат треки КО. Общее число изображений ЗД ТЕСИС ~80 тысяч (общее время наблюдений ~67 ч), из них 490 содержат треки КО. Таким образом, в каждом из экспериментов КО наблюдались примерно 1 раз за 8 мин, что показывает возможность использования звёздных датчиков для регистрации КО. Несмотря на сравнительно низкую точность определения параметров орбит наблюдаемых объектов, использование этих данных позволит провести статистическое исследование распределения КО на низких орбитах, которые практически не наблюдаются другими современными методами.

SPACE OBJECT OBSERVATION USING STAR TRACKERS WITHIN THE SPIRIT/CORONAS-F AND TESIS/CORONAS-PHOTON EXPERIMENTS

S. Kuzin¹, A. Ulyanov¹, S. Shestov¹, S. Bogachev¹, G. Karabadzhak²

¹ P.N. Lebedev Physics Institute of the Russian Academy of Sciences (LPI), Moscow

² FSUE Central Research Institute of Machine Building (TsNIMMash), Moscow

At present, space debris is mainly monitored by ground-based systems, which do not provide for detecting objects less than 10 cm. Space-based observation from satellites and automatic or manned space stations is the most effective way to track and catalog such objects. The wide-scale application of this method, however, is limited by high cost of equipment development and launching into space.

This paper proposes an alternative space objects, including debris, detecting method based on the use of star trackers of an attitude control system, which are installed on virtually all modern spacecraft. Specific case studies show that star trackers are capable of detecting space debris particles as small as 1 mm and at a distance of several kilometers from the spacecraft. This method has been tested during two space experiments: SPIRIT experiment onboard the CORONAS-F satellite and TESIS experiment onboard the CORONAS-Photon. The study also included the development of a software package to automatically identify debris particles in the images, determine their coordinates and velocity, and calculate their orbital parameters. In total, about 100,000 images showing approximately 600 space objects have been processed during these two experiments.

Keywords: space debris, star trackers, image processing.

Kuzin Sergey Vadimovich — head of laboratory, PhD, e-mail: kuzin@lebedev.ru.

Ulyanov Artem Sergeevich — student, e-mail: ik.ru@inbox.ru.

Shestakov Sergey Viktorovich — associate researcher, e-mail: sshestov@dgap.mipt.ru.

Bogachev Sergey Alexandrovich — senior researcher, PHD, e-mail: bogachev@sci.lebedev.ru.

Karabadzhak Georgy Fevzievich — head of department, e-mail: gfk@tsniimash.ru.

КОНСТРУКТИВНЫЕ ОСОБЕННОСТИ УЗКОПОЛЬНОГО ЗВЁЗДНОГО ДАТЧИКА ГАИШ МГУ С ЗЕРКАЛЬНЫМ ОБЪЕКТИВОМ

О. Ю. Стекольников, А. И. Захаров, М. Е. Прохоров

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

Приводятся характеристики и подробно описывается конструкция узкопольного (2 угл. град) датчика звёздной ориентации ГАИШ МГУ, выполненного по оптической схеме Ричи-Кретьена с линзовым афокальным корректором. Изложены конструктивные подходы для обеспечения температурной стабильности оптической системы и оптимальных тепловых режимов систем датчика. Приведено обоснование выбора материала главного и вторичного зеркал и оптической скамьи датчика. Дано описание конструкции одноразовой крышки звёздного датчика и его наборной бленды.

Ключевые слова: узкопольный звёздный датчик, температурная стабильность оптической системы, выбор материала зеркал, крышка звёздного датчика, наборная бленда.

В ГАИШ МГУ разработан датчик звёздной ориентации, имеющий бóльшую точность определения ориентации (менее 0,1 угл.с) и более быстрый опрос (менее 0,1 с), чем большинство выпускаемых сегодня приборов, при массе менее 2 кг и габаритах $\varnothing 130 \times 260$ мм — типичных для современных звёздных датчиков.

При разработке конструкции данного звёздного датчика (ЗД) все технические решения определялись исходными требованиями к нему (см. статью в настоящем сборнике *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). Отправной точкой при разработке конструкции датчика явился выбор фотоприёмного устройства — в нашем случае это матричный фоточувствительный прибор с переносом заряда (ФППЗ) с обратной засветкой.

В качестве такого ФППЗ для звёздного датчика был выбран CCD47-20 производства фирмы e2v technologies Ltd (Великобритания) с форматом изображения 1024×1024 пиксела и фоточувствительной областью $13,3 \times 13,3$ мм. Высокая чувствительность ФППЗ, в свою очередь, определила минимально достаточное поле зрения ЗД и его оптическую схему.

Для повышения точности определения ориентации телесный угол фоточувствительной части ФППЗ рассматриваемого звёздного датчика был уменьшен до двух квадратных градусов. Основными навигационными объектами для такого поля зрения являются звёзды 9...11-й звёздной величины.

Для оптической схемы ЗД был выбран телескоп-рефлектор типа Ричи-Кретьена с афокальным линзовым корректором, имеющий поле зрения $2\omega = 2^\circ$ и световой диаметр главного зеркала 100 мм. Вынос фокуса за полюс

Стекольников Олег Юрьевич — старший научный сотрудник, кандидат технических наук, e-mail: oct@inbox.ru.

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

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

главного зеркала определялся технологической толщиной изготовления главного зеркала и составил 17 мм.

Одним из существенных преимуществ телескопа-рефлектора по сравнению со звёздными датчиками, имеющими линзовый объектив, является то, что конструктивно бленда размещается непосредственно внутри корпуса ЗД и не выносится за габариты его оптических элементов. Кроме того, линзовый объектив аналогичного диаметра имел бы слишком большую массу и большую стоимость.

ТЕПЛОВЫЕ И ТЕРМОДЕФОРМАЦИОННЫЕ РАЗВЯЗКИ В КОНСТРУКЦИИ ДАТЧИКА, ЭВТИ

Высокая точность определения ориентации предъявляет жёсткие требования к стабильности геометрии оптической системы и конструкции ЗД, а также к качеству получаемого изображения. Основным возмущающим фактором являются температурные деформации конструкции ЗД. Поэтому снижению их влияния при проектировании ЗД уделялось особое внимание.

В связи с этим в качестве материала для главного и вторичного зеркал, а также стоек крепления вторичного зеркала был выбран композит АКК («скелетон») на основе карбида кремния (SiC) с алмазными включениями [Катаев и др., 2011]. Его высокая теплопроводность (650 Вт/(м·К)) и температуропроводность (320 м²/с) обеспечивают однородность температурных полей в оптической системе ЗД и её быструю тепловую релаксацию. Эти свойства скелетона позволяют обойтись пассивными методами термостабилизации, без использования специальных электронагревателей [Gordeev, 1997].

Сравнительные тепловые характеристики скелетона и ряда других материалов [Химич, 2010; Babayants, Lanin, 2000] приведены в табл. 1.

Таблица 1. Сравнительные тепловые характеристики ряда материалов

Материал	Теплопроводность, Вт/(м·К)	Температуропроводность, ×10 ⁶ м ² /с
Композит АКК (скелетон)	650	320
Композит SiC/Si (сикар)	180	86
Карбид кремния (SiC)	160	228
Серебро	458	186
Медь	402	117
Алюминий	236	93,8
Титан	22,3	9,3
Ситалл	1,3	0,6
Стекло	0,745	0,445

Соединения составных частей ЗД должны быть выполнены таким образом, чтобы максимально развязать элементы оптической системы ЗД от температурных деформаций конструкции. Одновременно необходимо обеспечить максимально точную привязку оптической оси ЗД к его посадочным местам.

В звёздном датчике необходимо обеспечить поддержание двух уровней температур:

- 1) $-20...0$ °С на ФППЗ, зеркалах и оптической скамье;
- 2) $0...30$ °С на платах АЦП и электроники фокальной плоскости.

В первом случае сброс тепла осуществляется через апертуру датчика с кольцевого радиатора вокруг главного зеркала и примыкающего к радиатору участка корпуса звёздного датчика. Суммарное тепловыделение матричного ФППЗ и паразитных теплопритоков от фокальной плоскости в этом случае не должны превышать 0,5 Вт.

Во втором случае заданная температура поддерживается сбросом тепла через посадочные места датчика и в большей степени зависит от условий в месте установки ЗД. Тепловыделение при этом составляет 3...4 Вт.

В связи с тем, что допускаемая температура плат, устанавливаемых на основании, на $30...40$ °С больше температуры матричного ФППЗ, между основанием и оптическим блоком ЗД необходимо обеспечить тепловую развязку — используется теплоизолирующая вставка между основанием и нижним фланцем и пришитым к этой вставке матом экранно-вакуумной изоляции (ЭВТИ), имеющим форму пологого усечённого конуса. Для снижения притока тепла к оптическому блоку через крепёжные винты последние изготавливаются из титанового сплава или инвара.

В связи с тем, что основание и нижний фланец-радиатор с корпусом имеют разную температуру и, соответственно, по-разному деформируются, при их взаимном креплении была предусмотрена возможность перемещения друг относительно друга без искажений формы относительно классных шеек двух крепёжных винтов.

Основное назначение экранно-вакуумной теплоизоляции — эффективная теплоизоляция прибора и его составных частей в условиях вакуума. Используемые в ЗД маты ЭВТИ имеют 10 слоёв и внешний чехол из арамидной ткани. Крепление ЭВТИ осуществляется пришивкой матов арамидной нитью к специальным перфорированным буртикам на конструкции ЗД.

В звёздном датчике ЭВТИ используется в следующих местах:

- для теплоизоляции матричного ФППЗ от тепловыделения плат электроники ЗД (ЭВТИ детектора);
- для предотвращения выхолаживания вторичного зеркала с его тыльной стороны, обращённой наружу (ЭВТИ вторичного зеркала);
- для внешней теплоизоляции ЗД (ЭВТИ корпуса).

При разработке ЗД использовался модульный подход. Модули ЗД, их конструктивные особенности и характеристики составных частей модулей кратко описаны ниже.

ОПТИЧЕСКИЙ БЛОК

Основным модулем, конструктивно полностью формирующим оптическую схему ЗД, является оптический блок (рис. 1).

Главное зеркало ЗД изготавливается из композита АКК (скелетон) и имеет внешний диаметр 101 мм и полюсное отверстие диаметром 36 мм.

Базируется зеркало по внутренней цилиндрической поверхности центрирующего буртика в полюсном отверстии и по своей внешней торцевой поверхности.

Вторичное зеркало изготавливается также из скелетона и имеет внешний диаметр 48 мм и полюсное отверстие 6 мм. В полюсное отверстие зеркала вклеивается ось, за которую впоследствии осуществляется крепление зеркала и его юстировка. Материал оси — титановый сплав.



Рис. 1. Оптический блок звёздного датчика



Рис. 2. Сборка основания главного зеркала (разрез)

Базовым элементом оптического блока является основание главного зеркала, выполненное из титанового сплава. Именно относительно его базовых поверхностей осуществляется центрирование и прижим главного зеркала, а также базирование оптического блока относительно основания ЗД и его посадочных мест (рис. 2). В основание главного зеркала через межлинзовое кольцо устанавливаются линзы корректора, фиксируемые сверху блендой корректора с чёрным матовым покрытием.

ПЛАТА МАТРИЧНОГО ФППЗ

Плата матричного ФППЗ состоит из собственно платы, устанавливаемой на неё теплоотводящей шины и самого матричного ФППЗ (рис. 3). При сборке теплоотводящая шина позиционируется на плате так, чтобы отверстия под ножки матрицы на шине и плате совпали, и стягиваются технологическими винтами. На внутреннюю поверхность матрицы наносится теплопроводящая паста КПТ, после чего матрица устанавливается на шину, прижимается специальным приспособлением (струбциной) и распаивается.

К теплоотводящей шине матричного ФППЗ винтами крепятся три гибкие теплоотводящие шины. Крепление платы матричного ФППЗ осуществляется тремя винтами, а точность позиционирования обеспечивается двумя классными штифтами на основании главного зеркала, под которые теплоотводящая шина имеет ответные классное отверстие и классный паз.

КРЫШКА ЗВЁЗДНОГО ДАТЧИКА

В зависимости от требований заказчика, возможны различные варианты конструкции защитной крышки ЗД. Поэтому крышка должна представлять собой отдельную сборку с возможностью её замены на другие модификации крышек (многоразовых с приводом, снимаемых вручную и т. п.).

В базовом варианте ЗД используется конструкция защитной крышки с плавкой чекой (рис. 4).

Крышка предназначена для защиты оптических элементов ЗД от попадания грязи и пыли на этапах хранения, транспортировки и выведения на орбиту. Для экспериментального образца ЗД была выбрана крышка, фиксируемая с помощью плавкой вставки.

Сама крышка, с целью увеличения её жёсткости, сделана конической, с креплением в полюсной части. Материал крышки — АМГ-6. Крышка по периметру имеет кольцевое уплотнение из мягкой профилированной резины. Крепится крышка на упругом титановом (ВТ-26) коромысле толщиной 1,5 мм. Коромысло с одной стороны закреплено двумя винтами на оси шарнира, а на другом конце имеет фиксируемую штифтом и стопорной шайбой плавкую втулку. Крепление крышки на коромысле не жёсткое, аналогом упругого шарнира там являются два резиновых кольца, между которыми зажата крышка.

Крышка уплотняет верхний фланец ЗД по периметру. Материал фланца — АМГ-6. Фланец изнутри имеет коническую форму, его внутренний край является верхним ножом бленды. Вверху коническая часть фланца переходит в зуб, уплотняемый крышкой.

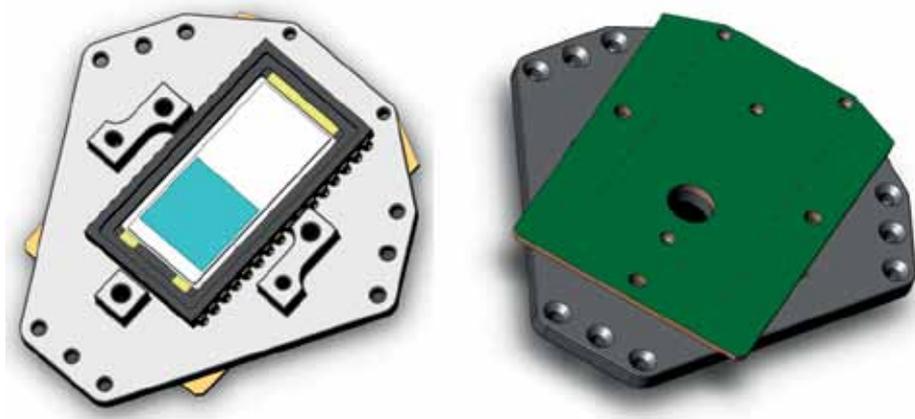


Рис. 3. Сборка платы матричного ФППЗ



Рис. 4. Крышка звёздного датчика

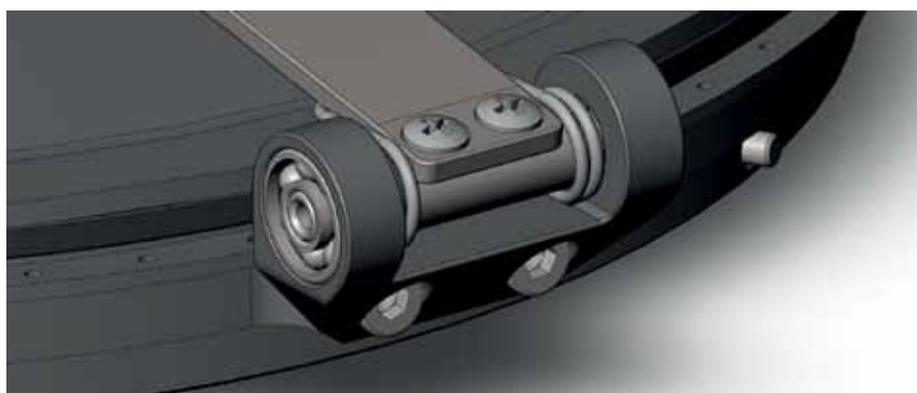


Рис. 5. Шарнирный узел крышки ЗД

В своей верхней части фланец имеет буртик с отверстиями под пришивку экранно-вакуумной теплоизоляции (ЭВТИ). Крепление верхнего фланца и, соответственно, всей защитной крышки к ЗД осуществляется посредством трёх стяжных шпилек, используемых также для установки наборной бленды ЗД.

Шарнирный узел крышки (рис. 5) включает кронштейн шарнира (АМГ-6), ось шарнира (ВТ-6) с двумя подшипниками и пружину открытия крышки. Ограничение угла открытия крышки обеспечивается при упоре задней части коромысла в полку кронштейна шарнира.

Для активации открытия крышки используется принцип плавкой чеки. В ней фиксирующая нихромовая проволока расплавляет перемычку полиэтиленовой втулки на коромысле (рис. 6). Такая система максимально проста, компактна и легко обрабатывается. Кабель от плавкой чеки заводится внутрь ЗД через канал в непосредственной близости от кронштейна и герметизируется.

Для упрощения обработки узла открытия плавкая втулка крышки имеет прорезь, что позволяет быстро заменять втулку без демонтажа нихромовой нити.

ЭЛЕМЕНТЫ, НЕ ВХОДЯЩИЕ В МОДУЛИ

Рассмотрим элементы конструкции звёздного датчика, не вошедшие в описанные выше модули, и взаимодействие конструктивных частей ЗД друг с другом.

Главным базовым элементом ЗД является основание (рис. 7). Материал — АМГ-6. За посадочные места основания осуществляются установка и крепление ЗД на космическом аппарате. Через основание также происходит сброс тепла с плат электроники ЗД. Посадочные места основания представляют собой три площадки, выступающие на 1 мм, с крепёжными отверстиями — классным отверстием $\varnothing 4$ Н7, классным пазом 4 Н7 и свободным отверстием $\varnothing 4,5$ мм.

В основании также имеются три отверстия под крепление оптического блока — $\varnothing 6$ Н7, паз 6 Н7 и свободное отверстие $\varnothing 6,5$ мм, а также шесть отверстий под крепление нижнего фланца — два классных отверстия $\varnothing 2,5$ Н7 и четыре свободных отверстия $\varnothing 2,7$ мм.

На дне основания расположены 10 резьбовых отверстий М2 для крепления платы АЦП и равномерного прижатия АЦП с целью обеспечения лучшего теплового контакта. Внизу, по внешнему периметру основания, сделан буртик под пришивку ЭВТИ корпуса.

В конструкции ЗД использован принцип взаимного базирования конструктивных элементов по классным штифту и пазу. Такое базирование в конструкции ЗД используется для взаимного позиционирования следующих конструктивных элементов:

- матричного ФППЗ относительно основания главного зеркала;
- оптического блока относительно основания;
- теплоизолирующей вставки относительно основания;
- нижнего фланца-радиатора относительно основания ЗД.

Сборка ЗД производится соединением предварительно собранных нижней (рис. 8) и верхней (рис. 9) частей ЗД (рис. 10).

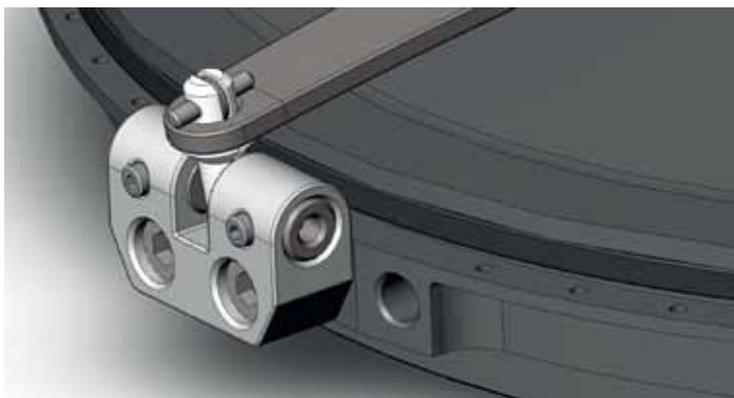


Рис. 6. Узел фиксации крышки звёздного датчика



Рис. 7. Основание звёздного датчика

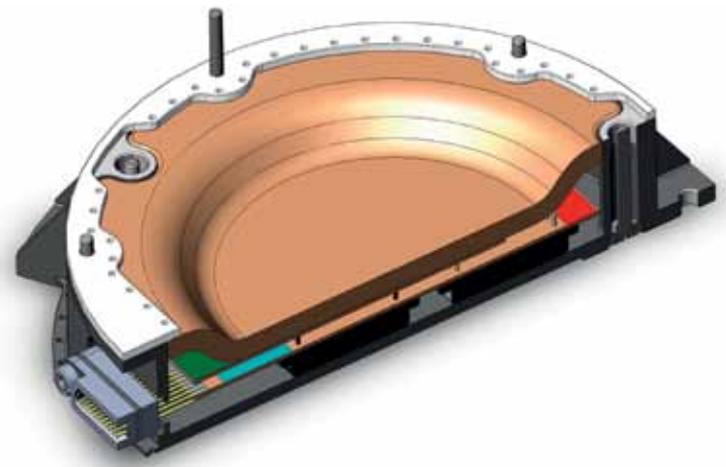


Рис. 8. Сборка нижней части ЗД (разрез)

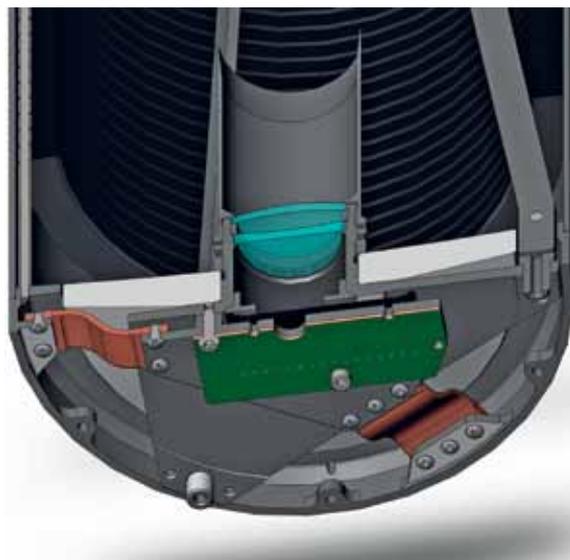


Рис. 9. Сборка верхней части ЗД (разрез)



Рис. 10. Общая сборка ЗД (разрез)

МАССОВЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЗВЁЗДНОГО ДАТЧИКА

В табл. 2 приведены массовые характеристики ЗД и его отдельных модулей.

Таблица 2. Массовые характеристики ЗД и его модулей

Наименование	Масса, г
Звёздный датчик в сборе (без ЭВТИ)	1514,0
включая ЭВТИ	1709,0
<i>Основные модули ЗД, ЭВТИ</i>	
Оптический блок в сборе	445,2
Крышка защитная	117,8
ЭВТИ звёздного датчика	195,0
Блок сопряжения и обработки информации (БСОИ)	481,0
Итого (ЗД+БСОИ без ЭВТИ):	1995,0
Итого (ЗД+БСОИ+ЭВТИ):	2190,0

Опубликованные научные исследования проведены при финансовой поддержке Минобрнауки России (Соглашения № 8059, 8239, 8758).

ЛИТЕРАТУРА

- [Катаев и др., 2011] Катаев С., Сидоров В., Гордеев С. К. Алмаз-карбидный композиционный материал «Скелетон» для теплоотводов в изделиях электронной техники // Электроника. 2011. № 3 (00109). С. 60–64.
- [Химич, 2010] Химич Ю. П. Потенциальные возможности различных материалов для создания крупногабаритных облегчённых зеркал // Тр. конф. «Прикладная оптика-2010». Санкт-Петербург, 2010. СПб., 2010. С. 280–285.
- [Babayants, Lanin, 2000] Babayants G. I., Lanin A. G. Thermal Stress Resistance and Heat-Induced Damage of Silicon Carbide Materials for Laser Mirrors // J. European Ceramic Society. 2000. V. 20. P. 1515–1520.
- [Gordeev, 1997] Gordeev S. K. Advanced Composite Materials on the Diamond Base // Diamond Based Composites and Related Materials. Proc. NATO Advanced Research Workshop. St. Petersburg, Russia, June 21–22, 1997 / Ed. M. A. Prelas, A. Benedictus, L.-T. S. Lin, G. Popovici, P. Gielisse. Dordrecht: Kluwer Academic Publishers, 1997. NATO ASI Series. V. 38. P. 1–11. doi: 10.1007/978-94-011-5592-2_1.

DESIGN PHILOSOPHY OF A STAR TRACKER OF THE SAI MSU WITH THE MIRROR OBJECTIVE AND NARROW FIELD OF VIEW

O. I. Stekolschikov, A. I. Zakharov, M. E. Prokhorov

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

Summarizes the characteristics and detailed design of star tracker with narrow field of view (2 degrees) performed by Ritchey Chretien optical design with an afocal (zero-power) corrector lens system. Presented constructive approaches to ensure the thermostability of the optical

system and the optimal thermal conditions of system. The substantiation of the choice of the material the primary and secondary mirrors and optical bench of star tracker. Describes design of disposable cover of star tracker and his telescope hood.

Keywords: star tracker with narrow field of view, thermostability of the optical system, the choice of material mirrors, cover of star tracker, type-setting telescope hood

Stekolschikov Oleg Iurievich — senior scientist, PhD, e-mail: oct@inbox.ru.

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

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

РАСЧЁТ ОПТИМАЛЬНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ОПТИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ И МАТРИЧНОГО ПРИЁМНИКА ИЗЛУЧЕНИЯ ЗВЁЗДНОГО ДАТЧИКА ОРИЕНТАЦИИ ПО ЕГО ТАКТИКО-ТЕХНИЧЕСКИМ ХАРАКТЕРИСТИКАМ

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

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

Описываются принципы расчёта минимально необходимых характеристик оптической системы и матричного приёмника излучения звёздного датчика ориентации, которые позволяют достигнуть требуемой погрешности определения ориентации для заданной экспозиции. В расчёте предполагается, что на погрешность ориентации влияют только случайные шумы различного происхождения, а все систематические погрешности устранены. Демонстрируется, что в существующих системах астроориентации погрешность превышает минимально достижимую на порядок величины из-за неучёта систематических ошибок.

Ключевые слова: астроориентация, звёздный датчик ориентации, матричный приёмник излучения, систематические ошибки.

ВВЕДЕНИЕ

Типичный современный датчик звёздной ориентации (ЗД) состоит из оптической системы (объектива), матричного приёмника излучения (ПЗС или КМОП) и блока электроники. От параметров объектива и приёмника излучения зависят характеристики ЗД. В этой статье рассматривается алгоритм определения параметров оптической и фотоприёмной систем ЗД, которые необходимы для достижения им заданных требований.

Основными параметрами объектива являются фокусное расстояние F , размер (диаметр) входной апертуры D и размер изображения точечного источника излучения. К параметрам матричного приёмника излучения относятся линейный размер пиксела $d \times d$, число пикселей в матрице приёмника $M \times M$, диапазон чувствительности приёмника излучения $\Delta\lambda$ и средняя квантовая эффективность в нём Q , а также термогенерация электронов N_T (тепловой фон) и шумы считывания σ_{rd} .

Большинство ЗД с матричным приёмником излучения функционируют следующим образом. Оптическая система строит изображение участка звёздного неба в своей фокальной плоскости, в которой располагается приёмник излучения. Матричный приёмник излучения превращает оптическое изображение в растровое электронное изображение, которое считывается и обрабатывается блоком электроники датчика. Обработка изображения включает следующие шаги: 1) поиск изображений звёзд, 2) определение пиксельных координат фотоцентров изображений найденных звёзд, 3) отождествление найденных изображений с навигационными звёздами из бортового каталога

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

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

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

навигационных звёзд (БКНЗ) ЗД, 4) определение ориентации ЗД (например, координат центра поля зрения и угла поворота изображения относительно направления на северный полюс мира).

Минимальное число изображений звёзд, отождествлённых с БКНЗ, равно 2, максимальное — определяется объёмом бортового каталога. Чем большее число звёзд используется при определении ориентации и чем выше их блеск, тем меньше ошибка ориентации. Зависимость от числа звёзд связана с возможностью усреднения данных измерений; погрешность ориентации убывает обратно пропорционально корню квадратному из числа звёзд. Влияние блеска заключается в том, что положения изображений более ярких звёзд определяются точнее.

Заметим, что число звёзд ярче заданной величины на единицу поверхности небесной сферы меняется примерно в 10 раз: максимум приходится на плоскость Галактики вблизи её центра, а минимум — на полюсы. Максимальная погрешность определения ориентации соответствует наблюдению наиболее бедных звёздами областей неба, т.е. окрестностей полюсов Галактики.

При вращении ЗД появляется смаз изображения звёзд. Из-за смаза изображение звезды занимает большее число пикселей, в результате возрастают суммарные шумы и, как следствие, увеличиваются погрешности определения координат фотоцентров звёзд и ориентации. Медленным будем считать вращение, при котором смаз изображения звезды за время экспозиции не превышает одного пикселя приёмника излучения.

1. ВЗАИМОСВЯЗЬ ХАРАКТЕРИСТИК ЗВЁЗДНОГО ДАТЧИКА

Будем считать, что вращение ЗД медленное, а его поле зрения направлено на наиболее бедную звёздами область неба.

Покажем, как связаны с другими характеристиками конструкции ЗД погрешность определения ориентации и длительность экспозиции, которая не должна превышать минимального времени обновления информации об ориентации.

1. Пусть изображение звезды на приёмнике излучения занимает область $k \times k$ пикселей.

2. Погрешности измерения координат звезды на матрице приёмника излучения ЗД σ ограничиваются угловым размером пикселя θ и отношением сигнала к шуму для измерения звезды SNR (см., например, [Захаров, Никифоров, 2011; Березин и др., 2004]):

$$\sigma = C_{\sigma} \frac{\theta}{SNR}.$$

Здесь C_{σ} — безразмерный коэффициент пропорциональности, его точное значение зависит от профиля распределения интенсивности в изображении точечного источника излучения, но всегда близко к 1 (далее полагаем $C_{\sigma} = 1$).

Это основное соотношение для расчёта характеристик ЗД. Оно справедливо только в случае, когда изображение звезды занимает несколько пикселей. Его использование имеет следующие ограничения:

- если отношение размера изображения звезды к пикселу p существенно меньше пиксела (субпиксельный режим), то координаты звезды определяются с погрешностью около трети углового размера пиксела;
- если чувствительность приёмника сильно меняется внутри пиксела (типичная ситуация для приборов с прямой засветкой), то размер изображения выбирается из соображения усреднения этой неоднородности (k не менее 4 пикселов);
- для приёмника с однородной внутрипиксельной чувствительностью (приборы с обратной засветкой) оптимальным является изображение размером $k \approx 1,5 \dots 2$ пикселов [Захаров, Никифоров, 2011].

Оптимальный размер изображения звезды может быть обеспечен конструкцией оптической системы ЗД или, если дифракционный кружок звезды меньше оптимального размера, то увеличение его размера достигается расфокусировкой изображения.

3. Угловой размер пиксела связан с его линейным размером — d и фокусным расстоянием объектива ЗД — F следующим соотношением:

$$\theta = \frac{d}{F}.$$

Тогда формула из п. 2 приобретает вид

$$\sigma = C_{\sigma} \frac{d}{F \cdot SNR}.$$

4. Поле зрения звёздного датчика определяется форматом матричного приёмника излучения — $M \times M$ пикселов. Размер поля зрения по стороне матрицы будет равен

$$\psi_1 \approx \frac{Md}{F},$$

а по диагонали матрицы, соответственно,

$$2\omega \approx \frac{\sqrt{2}Md}{F}.$$

Телесный угол области неба, проецирующийся на приёмник излучения, составляет

$$\Omega \approx \left(\frac{Md}{F} \right)^2$$

(в стерадианах, 1 стерадиан $\sim 3282,8$ кв. град).

Эти соотношения точны для малых углов полей зрения, при использовании широкоугольных объективов необходимо учитывать искажения, возникающие при проецировании небесной сферы на плоский матричный приёмник излучения.

Соотношения записаны для приёмника излучения с квадратной матрицей $M \times M$ и квадратным пикселом $d \times d$. Все они легко обобщаются на случай прямоугольной геометрии фотоприёмника.

5. Отношение сигнала к шуму в изображении звезды зависит от шумов приёмника (тепловых и считывания) и квантовых флуктуаций сигнала [Howell, 2006]

$$SNR = \frac{N_* \tau}{\sqrt{N_* \tau + k(N_{bg} \tau + \sigma_{rd}^2)}},$$

где N_{bg} — поток электронов от фона в пикселе*; N_* — поток электронов от звезды; τ — длительность экспозиции; σ_{rd}^2 — дисперсия шума считывания; k — число пикселей, в которые попало излучение звезды. Видно, что для ярких звёзд $SNR \propto \sqrt{N_*}$, а для слабых звёзд $SNR \propto N_*$.

Естественно, отношение сигнала к шуму для звезды предельной величины не должно быть ниже некоторого минимального значения ($S/N > (S/N)_{\min} \geq 3$), обеспечивающего надёжную регистрацию таких звёзд.

6. Поток зарегистрированных электронов от звезды зависит от площади входного зрачка

$$N_* = \eta F_* = \eta \pi \frac{D^2}{4} f_*,$$

где η — произведение квантовой эффективности приёмника излучения на коэффициент пропускания оптической системы; f_* — освещённость, создаваемая звездой; D — диаметр входного зрачка объектива; F_* — поток фотонов, падающий на входной зрачок.

Эти величины могут быть выражены через SNR

$$\eta F_* = N_* \geq SNR^2 \frac{1 + \sqrt{1 + 4k(\sigma_{rd}^2 + \tau N_{bg}) SNR^{-2}}}{2\tau}.$$

7. В астрономии принято блеск звёзд оценивать в логарифмической шкале — в звёздных величинах

$$m_* = -2,5 \lg \frac{f_*}{f_{m=0}},$$

где $f_{m=0}$ — освещённость, создаваемая звездой нулевой звёздной величины [Кононович, Мороз, 2004].

8. Предельная величина звезды m_{cr} , которая может быть зарегистрирована 3Д за время экспозиции τ_{\max} с отношением сигнала к шуму не ниже требуемого SNR , определяется соотношением

$$m_{cr} = -2,5 \lg \frac{4F_*}{\pi D^2 f_{m=0} \tau_{\max}}.$$

* Определяется, в основном, термогенерацией электронов в кремнии; зависит от температуры кристалла ПЗС или КМОП.

9. Оценим среднее число звёзд требуемой звёздной величины, попадающих в поле зрения ЗД.

В зависимости от используемого алгоритма определения ориентации в поле зрения ЗД должно находиться не менее n_* навигационных звёзд, т. е. звёзд, изображения которых отождествлены с БКНЗ и которые обладают требуемым уровнем* SNR . Значение n_* не может быть меньше 2.

Число звёзд в поле зрения ЗД при его произвольной ориентации описывается распределением Пуассона со средним, равным среднему числу звёзд \bar{n}_* в области неба, куда направлен ЗД. Тогда вероятность ξ обнаружения в поле зрения не менее n_* звёзд при их среднем значении \bar{n}_* определяется нелинейным уравнением:

$$\xi = 1 - \exp(-\bar{n}_*) \times \left(1 + \sum_{k=1}^{n_*-1} \frac{\bar{n}_*^k}{k!} \right).$$

Это уравнение легко решается относительно \bar{n}_* при заданных значениях ξ и n_* . Так, для того, чтобы в поле зрения ЗД находились две или более звёзд ($n_* = 2$) с вероятностью $\xi = 0,997$, среднее число звёзд в поле зрения ЗД должно составлять $\bar{n}_* \approx 8$.

Средняя плотность звёзд в различных областях неба оценивается с помощью фотометрических каталогов, полных до достаточно больших звёздных величин. Приведённые в них величины звёзд в различных полосах пересчитываются в полосу спектральной чувствительности широкополосного приёмника излучения ЗД. Результаты, полученные для типичной кривой спектральной чувствительности кремниевой ПЗС с обратной засветкой, приведены на рис. 1 и в табл. 1 (см. статью настоящего сборника *Мошкалев 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 *TucHo-2* и *2MASS*).

Таблица 1. Число звёзд ярче заданной величины на квадратном градусе

Звёздная величина	Средняя плотность звёзд			Звёздная величина	Средняя плотность звёзд		
	всё небо	полос Галактики	плоскость Галактики		всё небо	полос Галактики	плоскость Галактики
5,0	0,05	0,04	0,08	10,0	10,4	4,68	33,2
6,0	0,15	0,13	0,32	11,0	25,5	10,6	80,0
7,0	0,47	0,35	1,32	12,0	61,2	23,2	192
8,0	1,53	0,88	4,51	13,0	139	47,6	446
9,0	4,10	1,99	12,8	14,0	297	91,2	968

* Таковым считается значение SNR, при котором координаты центров каждой из звёзд вычисляются с погрешностью, не превышающей требуемой точности определения координат.

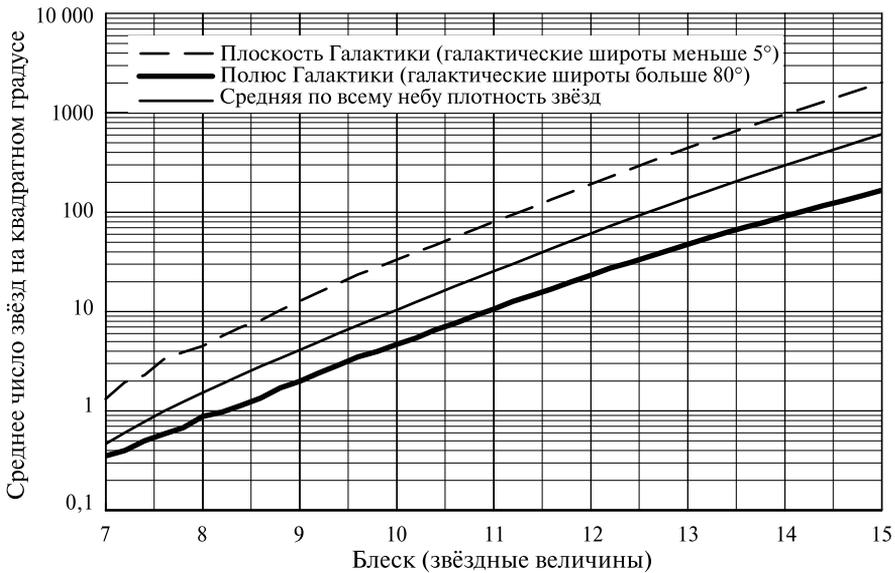


Рис. 1. Средние плотности звёзд ярче данной звёздной величины для типичной матрицы ПЗС с обратной засветкой. Приведены: средняя плотность по всему небу, плотности в регионах с максимальным (плоскость Галактики) и минимальным (полуса Галактики) числом звёзд

Используя эти данные из требуемой средней плотности звёзд \bar{n}_* в областях полюсов Галактики, можно рассчитать, какая звёздная величина требуется для бесперебойной работы ЗД, а также определить, какая максимальная погрешность ориентации будет достигаться, когда в поле зрения ЗД оказывается минимальное число звёзд, равное n_* .

10. Среднее число звёзд, попадающих на матрицу ЗД, определяется плотностью звёзд на небе, предельной звёздной величиной и шириной поля зрения ЗД. Минимум числа звёзд достигается вблизи полюсов Галактики:

$$\bar{n}_* = \bar{n}_{GPole}(m_{cr}) \Omega = \bar{n}_{GPole}(m_{cr}) \left(\frac{Md}{F} \right)^2,$$

где $\bar{n}_{GPole}(m_{cr})$ — плотность звёзд ярче предельной звёздной величины m_{cr} в полюсе галактики (см. рис. 1 и табл. 1).

11. Если для определения ориентации используется n_* звёзд с отношением сигнала к шуму SNR , большим минимального (двух), то погрешность определения координат совокупности звёзд будет составлять

$$\sigma = C_\sigma \theta \cdot SNR^{-1} (2n_* - n_{par})^{-1/2} \quad \text{или} \quad n_* > \frac{1}{2} \left[\left(\frac{C_\sigma \theta}{\sigma \cdot SNR} \right)^2 + n_{par} \right],$$

где σ — погрешности определения ориентации; n_{par} — число определяемых параметров ($n_{par} = 3$).

Число навигационных звёзд на матрице должно быть больше этого значения, иначе требуемая точность ориентации не будет достигнута. В этой формуле предполагается, что все навигационные звёзды имеют звёздную величину, равную m_{cr} , т.е. являются предельно слабыми. В действительности это не так, наибольшее число звёзд в типичном навигационном каталоге на $1^m \dots 1,5^m$ ярче m_{cr} (см. статью в настоящем сборнике *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). Поэтому величина погрешности на реальном наборе навигационных звёзд, попадающих в кадр, обычно меньше получаемой по этой формуле.

2. ДОПОЛНИТЕЛЬНЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

Помимо равенств, перечисленных в разд. 1, на параметры ЗД накладывается ряд ограничений, имеющих вид неравенств.

1. Дифракционный размер изображения звезды должен быть меньше оптимального p (p дано в пикселах) [Борн, Вольф, 1973]

$$\frac{2,44\lambda F}{D d} < p,$$

здесь λ — эффективная длина волны для приёмника излучения ЗД. В этом соотношении предполагается, что оптическая система ЗД обладает осевой симметрией.

2. Имеются существенные технические проблемы при изготовлении линзовой оптической системы большого диаметра или зеркальной — малого. Будем полагать, что диаметр линзовых объективов для ЗД не превышает 10 см, а зеркальных — не может быть меньше 5 см.

3. Теоретически невозможно построить оптическую систему со светосилой более 1:0,5 (т.е. всегда $F > D/2$) [Слюсарев, 1944]. Технологические ограничения — более жёсткие, для линзовых объективов светосила обычно не превышает 1:2 ($F > 2D$), а для зеркальных и зеркально-линзовых — 1:5 ($F > 5D$).

4. Аберрации оптической системы ограничивают размер поля зрения объектива ЗД. Примем для зеркальных объективов $2\omega < 4^\circ$, а для линзовых — $2\omega < 44^\circ$.

5. Выпускаются матрицы с размерами пиксела от 1,67 до 30 мкм.

6. Формат промышленно выпускаемых матриц лежит в интервале от 256 до 8192 пикселей (по одной стороне) и часто кратен степени двойки. В ближайшие годы возможно появление матриц с длиной стороны более 16 000 пикселей. По специальному заказу возможно изготовление матриц форматом менее 256 пикселей.

3. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ОБЪЕКТИВА И МАТРИЦЫ ПО ЗАДАНЫМ ПОГРЕШНОСТИ И ЭКСПОЗИЦИИ

Ошибка ориентации (на уровне 1 СКО) σ и длительность экспозиции считаются заданными.

Зададим также дискретные наборы значений, которые могут принимать такие параметры 3Д как размер пиксела d , формат матрицы $M \times M$ и фокусное расстояние объектива F . Например, $d = [6, 9, 12, 16, 24, 30 \text{ мкм}]$, $M = [256, 512, 1024, 2048, 4096, 8192]$ и $F = [1, 2, 4, 8, 15, 30, 50, 75, 100, 150, 200 \text{ см}]$ (возможен другой набор значений, особенно для F).

Для каждого из возможных сочетаний d , M и F выполняем следующие действия.

Вычисляем угловой размер пиксела θ , ширину 2ω и телесный угол Ω поля зрения.

Затем определяются оптимальные значения минимального числа n_* навигационных звёзд в поле зрения 3Д и диаметра входной апертуры D объектива. Эта процедура состоит из следующих двух частей.

1. Определяем, сколько звёзд и какого блеска должны быть видны в поле зрения 3Д. Для этого:

1.1. Задаётся значение n_* . В качестве начального значения берётся минимально возможное $n_* = 2$.

1.2. Для текущего значения n_* и заданного ξ (например, $\xi = 0,997$, что соответствует нормальному уклонению 3σ) находится среднее значение числа звёзд \bar{n}_* в кадре. Для этого решается нелинейное уравнение из п. 9 разд. 1.

1.3. Вычисляется средняя плотность звёзд, которая равна \bar{n}_*/Ω .

1.4. Считая, что полученное значение плотности звёзд является минимальным, т. е. относится к полюсам Галактики, находим предельную звёздную величину m_{lim} , для которой такая плотность достигается. Для этого интерполируются данные из табл. 1.

1.5. Определяется освещённость f_* (поток квантов, падающих на единицу поверхности) от звезды предельной звёздной величины.

2. Независимо определяем, какое отношение сигнала к шуму необходимо и сколько квантов от звезды должно быть для этого зарегистрировано:

2.1. Зная заданную погрешность измерений σ , угловой размер пиксела θ и минимальное число навигационных звёзд в кадре n_* , по формуле из п. 11 разд. 1 находим SNR . Эта величина не должна быть меньше SNR_{min} , достаточного для обнаружения звёзд, в противном случае вместо SNR берётся SNR_{min} .

2.2. Зная величину SNR и шумовые характеристики приёмника излучения, по формуле из п. 6 разд. 1 находим число фотонов F_* от одной навигационной звезды предельной звёздной величины, которые должны упасть на апертуру объектива 3Д за время экспозиции.

2.3. Входной зрачок апертуры объектива определяется по формуле

$$D = \sqrt{\frac{4}{\pi} \frac{F_*}{f_*}}$$

2.4. Полученные значения параметров запоминаются.

- 2.5. Значение n_* увеличивается на 1.
 2.6. Возвращаемся к п. 1 этого раздела.

В результате выполнения этой процедуры строится зависимость $D(n_*)$. Типичные примеры этих зависимостей показаны на рис. 2. Видно, что в большинстве случаев при некотором $n_* > 2$ (и не слишком большом) значение D достигает минимума.

В качестве оптимальных значений n_* и D может быть взята пара, соответствующая минимальному значению D . Если указанная зависимость монотонно растёт, оптимальной парой будет $n_* = 2$ и $D(2)$. При монотонном убывании зависимости для достаточно больших значений $n_* \approx 100$ ограничение определяется максимальным числом навигационных звёзд в кадре, которые могут быть обработаны процессором ЗД.

Все остальные характеристики рассчитываются на основе найденных параметров.

Затем для найденных оптимальных характеристик ЗД проверяются условия, перечисленные в разд. 2. Если какое-либо условие нарушается — вариант отбрасывается.

В результате выполнения перечисленных действий создаётся таблица вариантов, для которых достигаются заданные начальные параметры: ошибка ориентации σ и длительность экспозиции τ .

В табл. 2 приведён расчёт параметров для некоторых типов ЗД.

Высокоточный ЗД, упомянутый в таблице, соответствует прибору, описанному в статье настоящего сборника *Стекольников О. Ю., Захаров А. И., Прохоров М. Е.* Конструктивные особенности узкопольного звёздного датчика ГАИШ МГУ с зеркальным объективом.

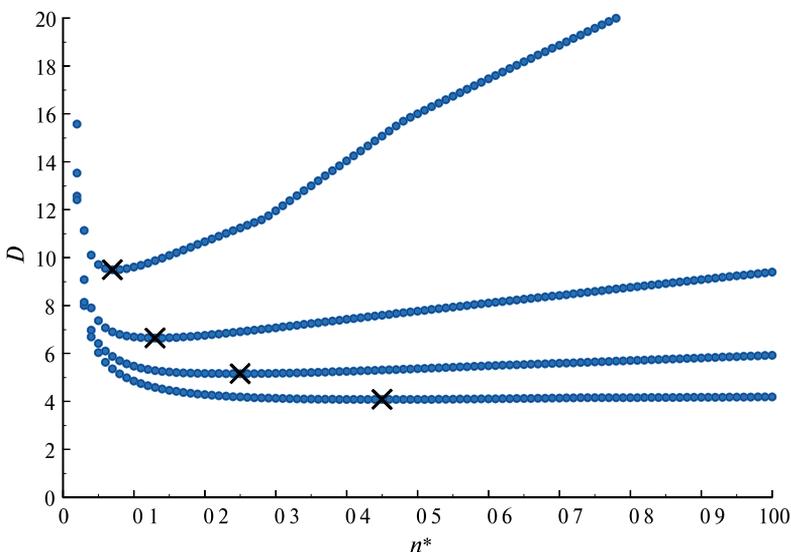


Рис. 2. Зависимость $D(n_*)$ для ЗД с матрицей форматом 1024×1024 пиксела размером 12 мкм. Кривые соответствуют фокусным расстояниям $F = 100, 250, 500$ и 1000 мм (снизу вверх). Крестами показаны минимумы зависимостей $D(n_*)$

Таблица 2. Параметры некоторых типов 3Д: ПЗ — использование матриц прямой засветки с размером изображения звезды $k = 5$ пикселей; ОЗ — матрица с обратной засветкой и $k = 2$ пиксела (во всех остальных 3Д предполагается использование матриц с обратной засветкой)

Тип 3Д		σ, τ, ς	F , см	D , мкм	M	D , см	2ω , град	Ω , кв. град	SNR	m_{lim}	n_*	$\langle n \rangle$
«Классический»	ПЗ	4; 1	4	12	512	0,21	8,8	77	4	6,6	9	19
	ОЗ		4	12	512	0,25	8,8	77	15	5,8	2	8
«Современный»	ПЗ	1"; 1	4	12	512	0,46	8,8	77	13	6,9	13	25
	ОЗ		4	12	512	0,34	8,8	77	11	7,1	16	30
Высокоточный		0,1; 0,1	50	12	1024	6,7	1,4	2	10	11,2	13	25
Быстрый		1; 0,01	30	12	512	8,9	1,2	1,5	4	10,7	4	12
Сверхточный		0,01; 1	75	16	2048	10,5	2,5	6,2	4	8,4	3	10
Микросекундный		0,001; 1	200	12	8192	18,5	2,8	7,8	230	9,7	16	29
Нано-3Д		1; 0,1	4	9	512	0,38	6,6	44	4	6,3	2	8

Описанный в этом разделе алгоритм является усовершенствованным вариантом алгоритма, опубликованного в [Захаров и др., 2010]. В старом алгоритме отсутствовал выбор оптимальных значений n_* и D из зависимости $D(n_*)$ — в нём переменная D считалась независимой и, наряду с d , M и F , включалась в цикл перебора.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе рассмотрены принципы расчёта конструктивных характеристик 3Д, необходимых для достижения заданного уровня точности определения ориентации и быстродействия. Показано, что существуют широкие возможности для улучшения обоих упомянутых параметров. Например, погрешность 3Д может быть уменьшена до 0,01 угл.с и это, по-видимому, не является пределом.

Следует заметить, что для достижения указанной точности и быстродействия при конструктивных параметрах, получаемых согласно описанной методике, необходимо снизить систематические ошибки до уровня, не превышающего ожидаемой погрешности ориентации. К этим систематическим ошибкам относятся: учёт аберраций оптической системы, температурные и механические деформации конструкции 3Д, неоднородности чувствительности и темнового тока матричных приёмников излучения и их температурные зависимости [Миронов, 2008], дискретизация и ограничение размера профиля точечного источника излучения [Захаров, Никифоров, 2011], шумы электронного тракта и ряд других.

Один из примеров влияния неучтённых систематических ошибок рассмотрен в статье настоящего сборника *Тучин М. С., Бирюков А. В., Захаров А. И., Прохоров М. Е.* Учёт термогенерации матричных ПЗС как основа повышения точности измерения звёздного датчика.

Опубликованные научные исследования проведены при финансовой поддержке Минобрнауки России (Соглашения № 8059, 8239, 8758).

ЛИТЕРАТУРА

- [Березин и др., 2004] *Березин В. Б., Березин В. В., Цыцулин А. К., Соколов А. В.* Адаптивное считывание изображения в астрономической системе на матричном приборе с зарядовой связью // Известия вузов России. Радиоэлектроника. 2004. Вып. 4. С. 36–45.
- [Борн, Вольф, 1973] *Борн М., Вольф Э.* Основы оптики. 2-е изд. М.: Наука, 1973. 721 с.
- [Захаров, Никифоров, 2011] *Захаров А. И., Никифоров М. Г.* Систематические и случайные ошибки определения положения фотоцентров звёзд на матричных фотоприёмниках // Сб. тр. 2-й Международной конференции «Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов» / Под ред. Г. А. Аванесова. М.: ИКИ РАН, 2011. С. 280–288.
- [Захаров и др., 2010] *Захаров А. И., Прохоров М. Е., Тучин М. С.* Разработка и использование высокоточных звёздных датчиков ориентации нового поколения // Инновационные решения для космической механики, физики, астрофизики, биологии и медицины / Под ред. В. А. Садовниченко, А. И. Григорьева, М. И. Панасюка. Науч. изд. М.: МГУ, 2010. 344 с.
- [Кононович, Мороз, 2004] *Кононович Э. В., Мороз В. И.* Общий курс астрономии. М.: Едиториал УРСС. 2004.
- [Слюсарев, 1944] *Слюсарев Г. Г.* О возможном и невозможном в оптике / Под ред. акад. С. И. Вавилова. М.-Л.: Изд. АН СССР. 1944.
- [Миронов, 2008] *Миронов А. В.* Основы астрофотометрии. Практические основы высокоточной фотометрии и спектрофотометрии звёзд: Учеб. пособие. М.: Физмалит, 2008. 260 с.
- [Howell, 2006] *Howell S. B.* Handbook of CCD Astronomy. Second edition. Cambridge University Press, Cambridge., 2006. 73 p.

OPTIMUM CHARACTERISTICS OF THE STAR TRACKER OPTICAL SYSTEM AND MATRIX PHOTODIODE

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

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

Describes the principles of calculating the minimum required characteristics of star tracker optical system and the matrix photodiode, which will allow to achieve the required orientation accuracy for a given exposure. In the calculation assumed that the orientation error depends from the random noise of various origins only, and all systematic errors are eliminated. It is demonstrated that the existing astroorientation systems have errors exceeds the minimum attainable order of magnitude due to the neglect of the systematic errors.

Keywords: astroorientation, star tracker, matrix photodiode, systematic errors.

Prokhorov Mikhail Evgenievich — head of the laboratory, doctor of science, e-mail: mike.prokhorov@gmail.com.

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

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

ОБ ОДНОМ АЛГОРИТМЕ ПОВЫШЕНИЯ НАДЁЖНОСТИ СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПРИ СБОЯХ ЗВЁЗДНОГО ДАТЧИКА

Л. М. Морозова, Л. И. Нехамкин, В. С. Рябиков

Открытое акционерное общество «Научно-исследовательский институт электромеханики» (ОАО «НИИЭМ»), Истра, Московская область

Рассмотрена система ориентации, в контуре управления которой используются два звёздных датчика (ЗД) типа БОКЗ-М и точные гироскопические датчики угловых скоростей (ДУС).

Известно, что в процессе эксплуатации космического аппарата (КА) ионизирующее воздействие космического пространства приводит к сбоям в работе звёздного датчика. При сбоях звёздного датчика система из режима «астроиндикации» автоматически на время включения и подготовки к работе резервного ЗД переводится в режим «Гиropaмять».

Во время включения и тестирования резервного ЗД производится опрос (такт опроса 3 с) отказавшего или потерявшего ориентацию датчика. По окончании тестирования резервного ЗД в алгоритме проводится опрос двух ЗД. В контур управления системы включается ЗД, первый определивший ориентацию, а второй выключается. Система ориентации возвращается к прежнему, имевшему месту до сбоя, режиму работы.

Приведено описание алгоритма программы, реализованной в вычислительном устройстве.

Ключевые слова: система ориентации, звёздный датчик, точные гироскопические датчики угловых скоростей, космический аппарат, алгоритм, режим «астроиндикации».

ВВЕДЕНИЕ

Рассмотрена система ориентации (СО) космического аппарата (КА), предназначенная для построения заданной ориентации и выполнения стабилизации КА в ориентированном положении с требуемыми параметрами динамики и точности.

В контуре управления СО используются два звёздных датчика (ЗД) типа БОКЗ-М и точные гироскопические датчики угловых скоростей (ДУС). Кроме этого в состав системы входят:

- два прибора ориентации по Земле (ПОЗ), определяющие углы отклонения изделия от вертикали по крену и тангажу;
- три двигателя-маховика (ДМ), осуществляющие трёхосную стабилизацию изделия;
- система сброса кинетического момента (ССКМ), обеспечивающая режим разгрузки ДМ при взаимодействии с магнитным полем Земли;
- жидкостной реактивный двигатель (ЖРД) угловой стабилизации;
- бортовая цифровая вычислительная машина (БЦВМ), реализующая функциональные алгоритмы СО.

Морозова Любовь Михайловна — начальник лаборатории, e-mail: morozova@istranet.ru.

Нехамкин Леонид Иосифович — начальник отдела, e-mail: li.17@istranet.ru.

Рябиков Виктор Сергеевич — начальник отдела, кандидат технических наук, e-mail: rvs@istranet.ru.

Использование одновременно информации о параметрах ориентации от звёздных датчиков и гироскопов является характерным для космических аппаратов и необходимым условием обеспечения более точного управления КА.

Известно, что в процессе эксплуатации космического аппарата ионизирующее излучение космического пространства приводит к сбоям в работе звёздного датчика.

Сбои выражаются во временной потере ориентации и, как правило, требуют выключения прибора и его повторного включения через время, необходимое для восстановления его работоспособности. Это создаёт неудобства при управлении КА.

В данной статье приводится алгоритм, по которому с целью повышения надёжности системы ориентации в её контурах управления непрерывно работает один прибор БОКЗ-М, а второй выключен и находится в «холодном» резерве. При возникновении нештатной ситуации контроллер на время, необходимое для включения и тестирования отказавшего ЗД, переходит в более грубый режим ориентации, продолжив опрос двух датчиков: отказавшего и резервного.

ОПИСАНИЕ АЛГОРИТМА

Система ориентации и стабилизации использует ЗД в режимах:

- 1) астроиндикации — АИ — (стабилизация КА в путевой системе координат — ПСК — осуществляется по сигналам ПОЗ);
- 2) астрокоррекции — АК — пропорционально-скоростного типа АК₁ (стабилизация КА в ПСК);
- 3) астрокоррекции изодромного типа АК₂;
- 4) стабилизации КА в орбитальной системе координат (ОСК) на управляющие двигатели-маховики (УДМ) с астрокалибровкой гироскопов (АК₃).

Эти режимы реализуются в основном режиме штатного функционирования системы при работе целевой аппаратуры, когда должна обеспечиваться наиболее высокая точность ориентации КА.

Во всех режимах после включения прибора и по окончании времени тестирования контроллер производит опрос прибора по манчестерскому каналу обмена (МКО) с целью получения массива штатной информации (МШИОР), содержащей координаты оси OZ приборной системы координат в инерциальной системе координат (ИСК) в виде матрицы направляющих косинусов ориентации, а также служебную информацию. Такт опроса 3 с.

Алгоритм применяется только в случае, если ЗД работал в режиме «Ориентация определена» и отказ произошёл после этого.

Алгоритм используется в режиме АИ или АК автоматически в случае, если при очередном опросе массива МШИОР включённого ЗД признак «Ориентация определена» не установлен в текущем такте обмена.

Схематично временная циклограмма восстановления ориентации при потере ориентации одного из ЗД показана на рис. 1, алгоритм приведён на рис. 2.

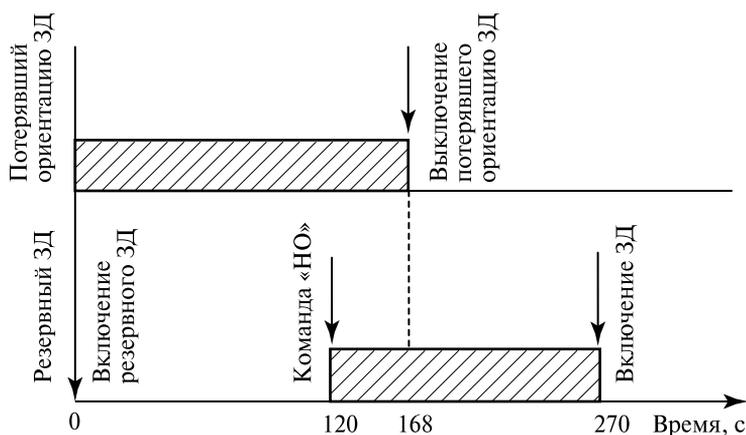


Рис. 1. Циклограмма восстановления ориентации при потере ориентации одного из ЗД («НО» — команда «Начальная ориентация»)

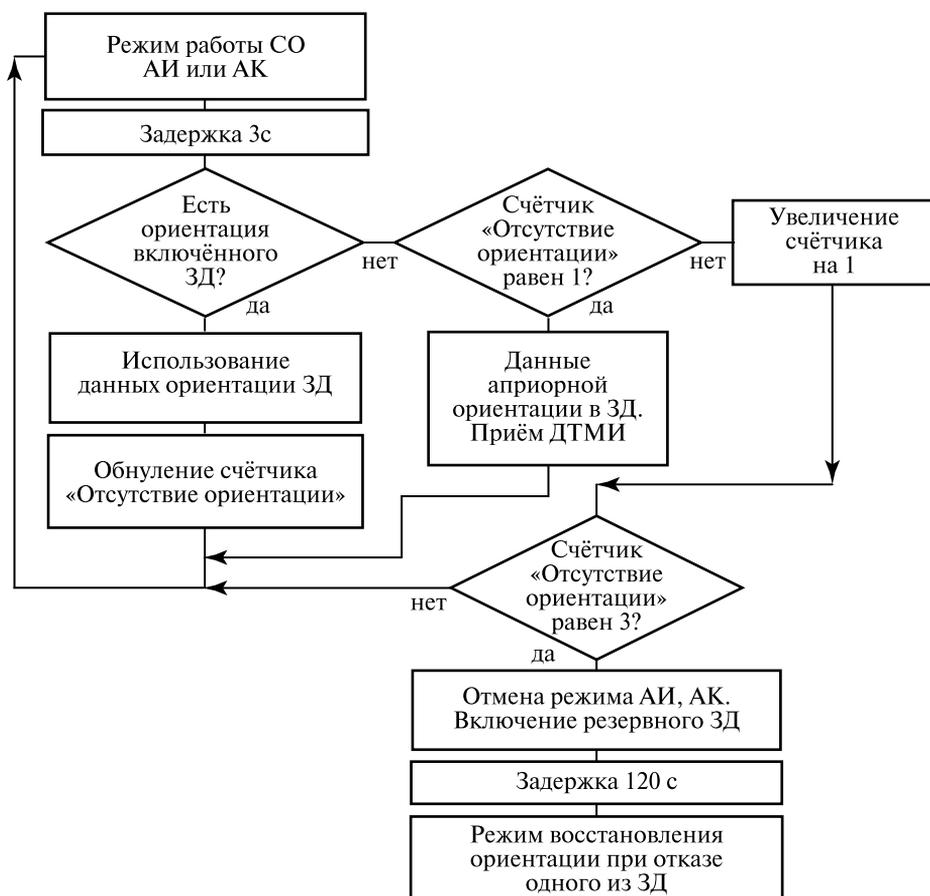


Рис. 2. Алгоритм получения параметров ориентации при отказе одного из ЗД

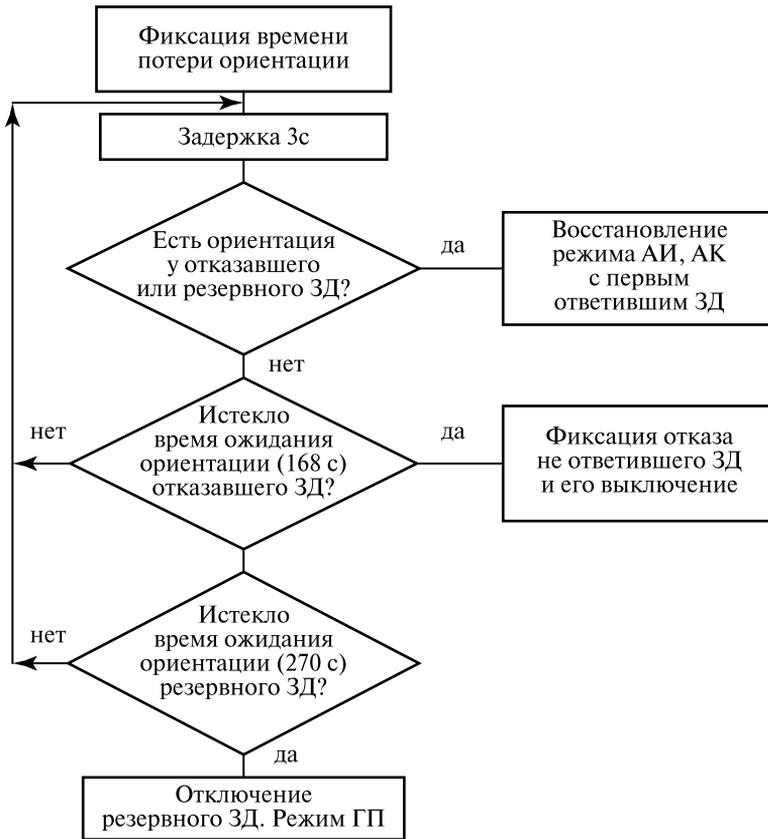


Рис 3. Алгоритм режима восстановления ориентации при потере ориентации ЗД

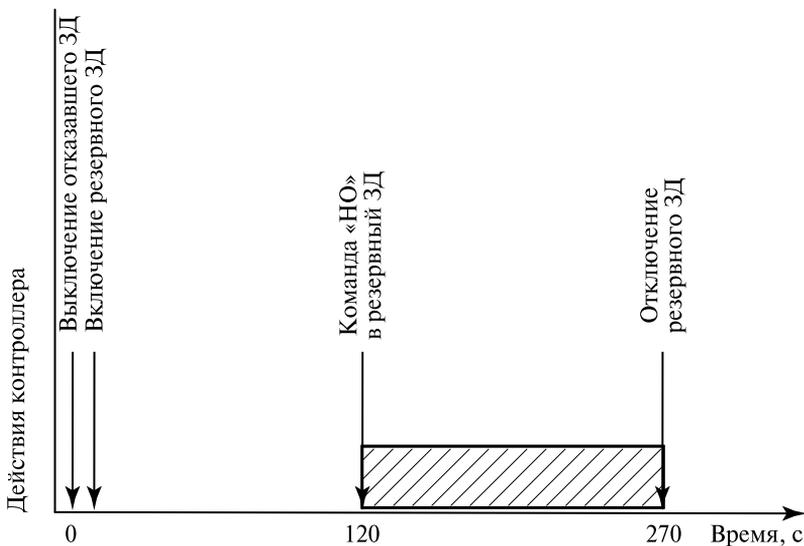


Рис. 4. Циклограмма восстановления ориентации при отказе ЗД по МКО

Штриховкой (см. рис. 1) показан периодический опрос массива МШИОР из ЗД и анализ данных ориентации.

Если в режиме АИ или АК количество тактов обмена с ЗД, где в массиве МШИОР не был выставлен атрибут «Ориентация определена», равно 1, то режим АИ и АК не приостанавливается. Данному ЗД выдаётся априорная ориентация в виде матрицы МШИОР, которая запомнена в последнем такте обмена, где ориентация была определена. Запрашиваются массивы дополнительной телеметрической информации (ДТМИ).

Периодический опрос отказавшего ЗД продолжается ещё 2 такта и, если в массиве МШИОР не был выставлен атрибут «Ориентация определена», формируется предварительная информация об отказе включённого ЗД, фиксируется время отказа и включается резервный прибор.

Система ориентации переходит автоматически в режим «Гиропамять» (ГП) и с тактом 3 с происходит опрос параметров ориентации отказавшего ЗД и резервного после окончания тестирования и выдачи ему начальной ориентации.

Если в процессе периодического опроса массива МШИОР выявляется, что один ЗД выдаёт данные с выставленным атрибутом «Ориентация определена», выполнение режима ГП прекращается и восстанавливается режим АИ или АК, в котором находилась СО до отказа ЗД. Используются данные от ЗД, первым определившего ориентацию.

Если через 168 с от момента включения резервного ЗД отказавший ЗД не даёт ориентацию, он выключается. Резервный ЗД с тактом 3 с продолжает опрашиваться.

В том случае, если через 270 с резервный ЗД не определяет ориентацию (рис. 3), он выключается. Система остаётся в режиме ГП. Формируется информация об отказе двух ЗД, которая передаётся на Землю.

Если отказ был вызван отсутствием ответного слова ЗД по МКО и приняты все меры реанимации обмена (повтор сообщения по основной линии, затем — по резервной в рамках такта обмена), а количество тактов обмена, где нет ответного слова, превысило 3, то включённый ЗД должен быть отключён и включён и инициализирован резервный ЗД.

Циклограмма восстановления ориентации при отказе прибора по МКО представлена на рис. 4.

Рассмотренный алгоритм позволяет обеспечить непрерывное взаимодействие контроллера системы ориентации с двумя звёздными датчиками без потери ориентации и с минимальным временем восстановления при сбоях одного из них.

ONE ALGORITHM FOR THE SPACECRAFT ATTITUDE CONTROL SYSTEM RELIABILITY IMPROVEMENT AT THE STAR (-TRACKING) SENSOR MALFUNCTION

L. M. Morozova, L. I. Nekhamkin, V. S. Ryabikov

Open Joint Stock Company "Research Institute for Electromechanics"
(NIIEM JSC), Istra, Moscow Region

The paper presents an attitude control system in which control loop utilizes two BOKZ-M-type star sensors and precise gyroscopic angular rate sensors. It is known that during the

spacecraft (S/C) operation the outer space ionizing effect results in the star sensor malfunction.

The paper considers an algorithm according to which to improve the attitude control system reliability one of the BOKZ-M devices operates continuously in its control loops and the other is “Off” and is “cold” reserved.

If the star sensor malfunction occurs the system is automatically switched from the “star indication” mode to the “Gyro memory” mode for the time when the stand-by star sensor will be turned on and prepared for further operation.

While the stand-by star sensor is “On” and tested, the sample of the failed or loose the orientation sensor is performed with sample cycle of 3 s. Upon the stand-by sensor test completion two sensors are sampled by using an algorithm. The sensor that first determines the orientation, is connected to the system control loop, and the other is “Off”.

The attitude control system will return back to its previous operation mode before the malfunction has occurred.

The scheme of the program algorithm, implemented in the computer is also given.

Keywords: orientation system, star sensor, accurate gyroscopic sensors of angular velocity, spacecraft, algorithm, star indication.

Morozova Lyubov Michailovna — head of the laboratory, e-mail: morozova@istranet.ru.

Nekhamkin Leonid Iosifovich — head of the laboratory, e-mail: li17@istranet.ru.

Ryabikov Viktor Sergeevich — head of the department, PhD (Technology), e-mail: rvs@istranet.ru.

ЭЛЕКТРОМАГНИТНЫЕ СИСТЕМЫ СБРОСА КИНЕТИЧЕСКОГО МОМЕНТА

Ю. П. Бычков, Ю. В. Ковш, И. А. Петрякова, Л. Н. Сигал

Открытое акционерное общество «Научно-исследовательский институт электромеханики» (ОАО «НИИЭМ»), Истра, Московская область

Рассмотрены некоторые системы сброса кинетического момента, используемые на космическом аппарате (КА) «Метеор-М» и других КА, новизна решений которых подтверждена рядом авторских свидетельств и патентов (авторское свидетельство № 1376755 на изобретение «Устройство для измерения магнитного поля», патент № 2140128 на изобретение «Реверсивный переключатель индуктивной нагрузки»), а также особенности специального программного обеспечения.

Ключевые слова: КА — космический аппарат, ССКМ — система сброса кинетического момента, магнитометр, электромагнит, магнитный момент.

ВВЕДЕНИЕ

В шестидесятые годы XX в. во Всесоюзном научно-исследовательском институте электромеханики (ВНИИЭМ) была разработана одна из первых в Советском Союзе электромагнитная система сброса кинетического момента (ССКМ) с маховиков космического аппарата «Метеор» на основе взаимодействия магнитного момента электромагнитов ССКМ с геомагнитным полем Земли. Первые ССКМ имели два электромагнита и магнитометр, измеряющий магнитную индукцию только по оси, совпадающей с местной вертикалью. Этого было достаточно для эффективного сброса кинетического момента с маховиков «Метеора» с его околополярной орбитой. Особенностью этой ССКМ являлся блок конденсаторов массой около килограмма для разряда энергии в обмотках электромагнитов при выключении последних.

Дальнейшее развитие ССКМ «Метеора» тесно связано с возрастанием значения системы в космическом аппарате (КА). К первоначальной задаче — сброс кинетического момента с маховиков или с системы «корпус + маховики» — добавилось требование успокоения КА после отделения от ракеты-носителя. Это требование заставило повысить эффективность работы ССКМ, которая была оснащена трёхкомпонентным магнитометром. В семидесятых и восьмидесятых годах были разработаны ССКМ аналого-цифрового типа. Этот тип ССКМ подвергся конструктивной модернизации.

Активное развитие цифровой техники стимулировало переход аппаратуры системы ориентации и/или стабилизации на цифровой обмен между взаимосвязанными системами. Взаимосвязь осуществляет компьютер системы ориентации по мультиплексному каналу информационного обмена (МКО). В некоторых исполнениях ССКМ получает по МКО информацию о кинетическом моменте системы «корпус + гиродины» или «корпус + маховики», самостоятельно измеряет магнитное поле Земли (МПЗ) и создаёт необходимый

Бычков Юрий Павлович — начальник лаборатории, e-mail: elkos171@istranet.ru.

Ковш Юрий Викторович — начальник сектора, e-mail: elkos171@istranet.ru.

Петрякова Ирина Александровна — начальник сектора, e-mail: elkos171@istranet.ru.

Сигал Лев Ноевич — начальник сектора, e-mail: elkos171@istranet.ru.

магнитный момент в соответствии с релейным законом управления. В других вариантах ССКМ, не имея в своём составе «интеллекта», получает цифровую информацию о формировании требуемого магнитного момента непосредственно из компьютера системы ориентации.

СОСТАВ СИСТЕМЫ СБРОСА КИНЕТИЧЕСКОГО МОМЕНТА

Система сброса кинетического момента имеет в своём составе первичные датчики геомагнитной индукции ПГП-3М и ПГП-3МД, исполнительные электромагниты, размещаемые на КА параллельно осям связанной системы координат (ССК), и устройство управления — блок электронный (БЭ). Функционально ССКМ состоит из микрокомпьютера (МК), с периферией, включающей адаптер МКО, магнитометра и магнитопривода. Микрокомпьютер и электронные узлы магнитометра и магнитопривода размещены в БЭ.

На рисунке представлен внешний вид ССКМ, которая демонстрировалась на выставке «МАКС-2011»

ЗАКОНЫ УПРАВЛЕНИЯ МАГНИТНЫМИ СИСТЕМАМИ

Принцип действия магнитных систем с электромагнитными исполнительными органами основан на взаимодействии магнитного момента L включённых электромагнитов с геомагнитным полем, в результате чего создаётся внешний управляющий механический момент.



Внешний вид ССКМ

Механический момент можно представить в виде двух составляющих, полезной и вредной. Полезный механический момент формируется взаимодействием вектора \mathbf{L} с составляющей геомагнитной индукции \mathbf{B} , ортогональной кинетическому моменту. Вредный механический момент приводит к смещению направления кинетического момента в сторону совмещения с направлением геомагнитной индукции. Направление полезного механического момента противоположно вектору кинетического момента \mathbf{K} , а направление вредного ортогонально этому вектору.

Выбор законов управления исполнительными электромагнитами проводится на основе анализа заданных условий сброса кинетического момента в различных режимах работы ССКМ.

Режим сброса кинетического момента — успокоения КА или разгрузки двигателей-маховиков — определяется системой в процессе работы по величине текущего кинетического момента. Критерием является пороговый уровень, который задаётся перед разработкой ССКМ.

В режиме разгрузки двигателей-маховиков к ССКМ предъявляется требование — удержание кинетического момента маховиков ниже уровня их насыщения. Этим условиям отвечает релейный закон управления электромагнитов, контролирующей величину угла между векторами \mathbf{K} и \mathbf{B} :

$$\mathbf{D} = (\mathbf{K} \times \mathbf{B}), \quad G = (\mathbf{K} \cdot \mathbf{B}), \quad A = p \cdot D - |G|,$$

$$L_i = \begin{cases} L_n & \text{при } D_i > D_0 & \text{и } A > 0, \\ 0 & \text{при } -D_0 \leq D_i \leq D_0 & \text{или } A \leq 0, \\ -L_n & \text{при } D_i < -D_0 & \text{и } A > 0, \end{cases}$$

$$i = x, y, z,$$

где \mathbf{K} — вектор кинетического момента; \mathbf{B} — вектор геомагнитной индукции; p — параметр, задающий максимально допустимое отношение вредного механического момента к полезному; L_n, L_i — номинальный магнитный момент электромагнитов и формируемый системой магнитный момент по координатной оси O_i ; D_0 — пороговый уровень для координатных составляющих вектора \mathbf{D} .

Физический смысл представленных операций состоит в следующем.

Векторное произведение \mathbf{D} определяет направление требуемого магнитного момента. Величина этого вектора \mathbf{D} может быть представлена как $D = K \cdot B \cdot \sin \varphi$, где φ — угол между векторами \mathbf{K} и \mathbf{B} . Это значит, что она равна произведению модуля кинетического момента и величины составляющей геомагнитной индукции, ортогональной вектору кинетического момента, т. е. той составляющей (полезной), с помощью которой создаётся полезный механический момент.

Скалярное произведение G равно произведению модуля кинетического момента и величины составляющей геомагнитной индукции, коллинеарной вектору \mathbf{K} , т. е. $G = \mathbf{K} \cdot \mathbf{B} \cdot \cos \varphi$. Взаимодействие магнитного момента с этой составляющей создаёт вредный механический момент, ортогональный вектору сбрасываемого кинетического момента.

Запрет на формирование магнитного момента в случае большого вредного механического момента осуществляется по величине A . Если значение этого параметра меньше нуля или равно ему, то $|G|/D = |\operatorname{ctg} \varphi| \geq p$.

Следовательно, заданием параметра p определяется предельно допустимое отношение вредного механического момента к полезному. Например, если выбрать значение $p = 1$, то формирование магнитного момента может осуществляться только тогда, когда полезный механический момент будет равен вредному или больше него, т.е. при углах φ , удовлетворяющих неравенству $45 < \varphi < 135^\circ$.

Если выполняется условие $A > 0$, то по результату сравнения составляющей D_i с пороговой величиной D_0 ССКМ формирует магнитный момент координатной оси O_i .

Физический смысл порогового уровня D_0 определяется следующим анализом. Обозначим координатные единичные векторы через \mathbf{e}_x , \mathbf{e}_y , \mathbf{e}_z , тогда при формировании магнитного поля по оси Ox

$$\mathbf{L}_x = L_H \cdot \mathbf{e}_x.$$

Создаваемый механический момент равен

$$\mathbf{M} = -L_H \cdot B_z \cdot \mathbf{e}_y + L_H \cdot B_y \cdot \mathbf{e}_z.$$

Скалярное произведение $\mathbf{M} \cdot \mathbf{K}$, равное произведению величин кинетического момента и полезной составляющей механического момента M_{Π} , определяется выражением

$$\mathbf{M} \cdot \mathbf{K} = M_{\Pi} \cdot K = -L_H (K_y \cdot B_z - K_z \cdot B_y) = -L_H \cdot D_x.$$

Отсюда следует, что

$$D_x = -M_{\Pi} \cdot K / L_H.$$

Знак минус свидетельствует о разнонаправленности векторов \mathbf{K} и \mathbf{M}_{Π} , что и обеспечивает сброс кинетического момента.

Такой закон управления рационален для режима разгрузки, когда необходимо учитывать не только величину полезного механического момента, но и близость модуля кинетического момента к критическому уровню.

В режиме успокоения закон управления исполнительными электромагнитами состоит в реализации следующих операций:

$$D = (\mathbf{K} \times \mathbf{V}) / K, \quad G = (\mathbf{K} \cdot \mathbf{V}) / K, \quad A = p \cdot D - |G|, \quad F = \omega_b \cdot K / L_H - |G|,$$

$$L_i = \begin{cases} L_H & \text{при } D_i > D_0 & \text{и } K > K_{\Pi} & \text{и } (A > 0 \text{ или } F > 0), \\ 0 & \text{при } -D_0 \leq D_i \leq D_0 & \text{или } K \leq K_{\Pi} & \text{или } (A \leq 0 \text{ и } F \leq 0), \\ -L_H & \text{при } D_i < -D_0 & \text{и } K > K_{\Pi} & \text{и } (A > 0 \text{ или } F > 0), \end{cases}$$

$$i = x, y, z,$$

где \mathbf{K} , K — вектор кинетического момента и его модуль; \mathbf{V} — вектор геомагнитной индукции; p — параметр, задающий максимально допустимое отношение вредного механического момента к полезному; ω_b — скорость вращения вектора \mathbf{V} на орбите относительно инерциального пространства; K_{Π} — пороговый уровень кинетического момента; D_0 — пороговый уровень для координатных составляющих вектора \mathbf{D} .

Запрет на формирование магнитного момента в случае большого вредного механического момента осуществляется по параметру A так же, как и в режиме разгрузки, но только при малом кинетическом моменте.

При $F < 0$ действие вредного механического момента может привести к совмещению направления вектора кинетического момента с направлением вектора геомагнитной индукции, при котором ССКМ не сможет разгружать КА.

Если выбрать значение $p = 2,7$, то формирование магнитного момента может осуществляться в большем диапазоне углов φ — при углах φ , удовлетворяющих неравенству $20,3 < \varphi < 159,7^\circ$.

ЖИВУЧЕСТЬ СИСТЕМ СБРОСА КИНЕТИЧЕСКОГО МОМЕНТА

Особенность магнитных систем — положение вектора управляющего момента, ортогональное оси электромагнита, — обеспечивает некоторую избыточность системы. Каждый электромагнит, расположенный параллельно координатной оси, при наличии трёх координатных составляющих геомагнитной индукции может создавать управляющие моменты, направленные по двум остальным координатным осям или по одной из них. В общем случае положения вектора геомагнитной индукции управляющий момент создаётся тремя электромагнитами. Избыточность состоит в том, что при отказе одного электромагнита или одного тракта измерения геомагнитной индукции сохраняется способность системы сбрасывать кинетический момент любого направления при некотором снижении производительности. Это допустимо вследствие того, что при проектировании расчёт требуемого магнитного момента проводится для случая сочетания худших условий для сброса кинетического момента.

Способность системы сбрасывать кинетический момент любого направления при движении КА по орбите сохраняется и при отказе электромагнита одной координатной оси, и отказе тракта магнитометра другой координатной оси.

ТРЕБОВАНИЯ К МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ СИСТЕМЫ СБРОСА КИНЕТИЧЕСКОГО МОМЕНТА

Математическая модель должна содержать:

- алгоритм расчёта вектора геомагнитной индукции, моделирующий функционирование магнитометра на орбите;
- алгоритм формирования системой магнитного момента;
- алгоритм формирования управляющего механического момента.

Алгоритм расчёта вектора геомагнитной индукции должен моделировать процесс измерения координатных составляющих этого вектора магнитометром системы в штатном режиме работы. Алгоритм должен содержать модель геомагнитного поля и алгоритм вычисления координатных составляющих геомагнитной индукции в связанной системе координат.

Алгоритм формирования системой магнитного момента должен моделировать последовательность циклических операций микрокомпьютера и магнитопривода, реализуемых системой в штатном режиме.

Алгоритм формирования управляющего механического момента \mathbf{M} должен реализовывать пространственное взаимодействие вектора магнитного

момента \mathbf{L} включённых электромагнитов с вектором индукции \mathbf{B} геомагнитного поля, что описывается векторным произведением

$$\mathbf{M} = \mathbf{L} \times \mathbf{B}.$$

Входными данными для модели ССКМ являются параметры орбиты, моменты инерции КА, аэродинамические моменты, отклонения от орбитальной системы ориентации, угловая скорость, предполагаемая величина магнитного момента электромагнитов L_n . С помощью программы моделирования рассчитывается время успокоения КА до K_n в режиме успокоения и способность ССКМ удерживать кинетический момент на определённом уровне.

О НЕКОТОРЫХ ОСОБЕННОСТЯХ СПЕЦИАЛЬНОГО ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ СИСТЕМЫ СБРОСА КИНЕТИЧЕСКОГО МОМЕНТА

Специальное программное обеспечение (СПО) — ССКМ, обеспечивающее штатное функционирование системы в полёте, а также при всех видах наземных испытаний, записывается во FLASH-память микрокомпьютера с процессором типа MCS-196.

СПО содержит следующие программы: главную, тестовую, фоновую и библиотеки подпрограмм: сброса кинетического момента, обработки прерываний, функциональных подпрограмм.

После подачи напряжения питания и поступления внешней команды включения ССКМ осуществляется включение микрокомпьютера и запуск главной программы. После настройки всех параметров главная программа переходит к реализации программы теста ССКМ. Тестовая проверка системы проводится в двух случаях:

- после каждого включения ССКМ;
- в процессе функционирования ССКМ на орбите после выявления несоответствий в процессе текущего контроля.

В последнем случае инициализация теста осуществляется программой сброса кинетического момента.

Тест ССКМ состоит в последовательном проведении следующих проверок:

- идентификации включённого канала ССКМ и проверки напряжения вторичного питания;
- проверки состояния цепей релейного узла, коммутирующих напряжение питания трёх трактов магнитопривода;
- тестовой проверки магнитометра;
- тестовой проверки магнитопривода;
- формирования телеметрической информации о результатах теста.

Проверка магнитометра состоит в последовательной проверке трёх трактов измерения составляющих магнитной индукции координатных осей Ox , Oy , Oz .

Ниже представлен алгоритм измерения магнитной индукции.

Реальное измерение составляющих магнитной индукции проводится следующим образом:

- с интервалом 5 мс выполняются четыре непосредственных измерения одного и того же аналогового сигнала магнитометра и полученные значения запоминаются;

- вычисляется среднее арифметическое запомненных четырёх результатов и запоминается полученная величина в качестве первого измерения;
- повторяются вышеописанные операции и запоминается второй результат измерения;
- повторяются вышеописанные операции и запоминается третий результат измерения;
- из трёх результатов измерения в качестве соответствующего итоговому значению координатной составляющей магнитной индукции выбирается один, средний по величине (медиана).

Процедура четырёх считываний и вычисление среднего арифметического обеспечивает подавление помехи промышленной частоты при наземных испытаниях системы.

Трёхкратное повторение операций и выбор значения среднего по величине снижает влияние случайной ошибки измерения.

ВЫВОДЫ

Система сброса кинетического момента позволяет сбрасывать накапливаемый кинетический момент без расхода рабочего тела, не засоряет окружающее КА пространство, что важно для работы оптических систем, и не изменяет параметры орбиты.

Применение «интеллекта» в ССКМ позволяет реализовать алгоритмы цифровой фильтрации и оптимизации расхода электроэнергии.

ELECTROMAGNETIC SYSTEMS TO DUMP THE ANGULAR MOMENTUM

Y. P. Bychkov, Y. V. Kovsh, I. A. Petryakova, L. N. Sigal

NIIEM JSC, Istra, Moscow Region

In this paper some systems to dump the angular momentum using on spacecraft Meteor-M series and other spacecrafts are considered. Novelty decisions have been registered by a number of certificates of authorship and patents, for example certificates of authorship N. 1376755 “Device to measurement magnetic field” and patent N. 2140128 “Reverse switch of inductive load”. In this paper also deals with specific software features.

Keywords: SDAM — system to dump the angular momentum; Magnetometer; Electromagnet; Magnetic moment.

Bychkov Yury Pavlovich — head of laboratory, e-mail: elkos171@istranet.ru.

Kovsh Yury Viktorovich — head of the department, e-mail: elkos171@istranet.ru.

Petryakova Irina Alexandrovna — head of the department, e-mail: elkos171@istranet.ru.

Sigal Lev Noevich — head of the department, e-mail: elkos171@istranet.ru.

ИССЛЕДОВАНИЕ АЛГОРИТМА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОТНОСИТЕЛЬНОГО ПОЛОЖЕНИЯ И ОРИЕНТАЦИИ СПУТНИКОВ В ГРУППОВОМ ПОЛЁТЕ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ОБРАБОТКИ ВИДЕОИЗОБРАЖЕНИЙ

Д. С. Иванов¹, М. А. Сакович¹, М. Ю. Овчинников¹, С. О. Карпенко²

¹ Федеральное государственное бюджетное учреждение науки
Институт прикладной математики им. М. В. Келдыша Российской академии наук
(ИПМ им. М. В. Келдыша РАН), Москва

² ООО «СПУТНИКС», Москва

Описан алгоритм определения относительного расстояния и относительной ориентации спутников с использованием видеоизображения реперных точек. Проведено моделирование работы разработанного алгоритма, исследована точность определения относительного фазового состояния в зависимости от расстояния до снимаемого спутника и от размера изображения реперных точек. С помощью разработанного алгоритма определено относительное движение микроспутника «Чибис-М» сразу после его отделения от грузового корабля «Прогресс-13М».

Ключевые слова: отделение спутника, обработка видеоизображения, определение относительного движения.

ВВЕДЕНИЕ

Миниатюризация практически всех служебных систем космических аппаратов (КА) без ущерба для их функциональных качеств способствует организации группового полёта нескольких аппаратов малых размеров, предназначенных для решения общей задачи. Однако способность к совместной работе спутников в формации определяется возможностью определения относительного положения каждого объекта системы и управления их относительным положением.

Для определения относительного положения и ориентации аппаратов в группе всё чаще используется обработка видеоизображений, получаемых при съёмке одного аппарата с помощью видеокамеры, установленной на другом аппарате. Система относительной навигации, основанная на обработке изображений, реализована в проекте PRISMA [Noteborn, 2011]. Установленные на аппарате Mango четыре видеокамеры, которые разработаны в Technical University of Denmark (DTU) и используются в других проектах в качестве звёздных, способны также получать изображение второго спутника с известной геометрией. Обработав кадр, программа определяет взаимное расстояние и ориентацию аппаратов [Delpech, 2012].

Аналогичным образом происходит навигация транспортных кораблей, подлетающих к Международной космической станции (МКС). На близких расстояниях используется автоматический визуальный мониторинг процесса сближения и стыковки космических кораблей «Прогресс» с МКС [Богуславский и др., 2004].

Иванов Даниил Сергеевич — младший научный сотрудник e-mail: danilivanovs@gmail.

Сакович Марианна Александровна — студент, e-mail: marianna.sakovich@gmail.com.

Овчинников Михаил Юрьевич — заведующий сектором,
доктор физико-математических наук, e-mail: ovchinni@keldysh.

Карпенко Станислав Олегович — технический директор, e-mail: s.o.karpenko@gmail.com.

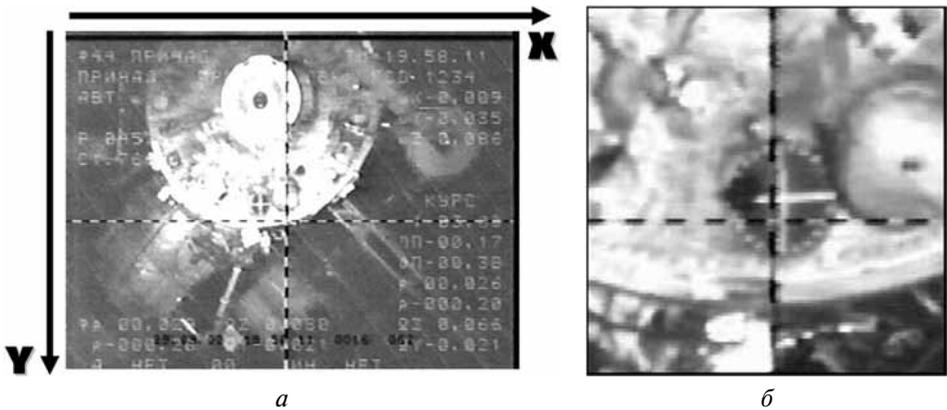


Рис. 1. Пример выделения области интереса в поле зрения ТВ-камеры, расположенной на корабле: *a* — всё поле зрения; *б* — область интереса

Исходной информацией служит видеосигнал, идущий от телекамеры на борту корабля. В каждом кадре выделяются детали специальной мишени (рис. 1), размеры которых и геометрические параметры взаимного расположения используются как данные первичных измерений. По этим измерениям восстанавливается движение корабля относительно станции.

Другая система относительной навигации при стыковке к МКС использует видеоизмерители, которые посылают лазерные импульсы на прикрепленные к стыковочному узлу отражатели. Регистрируя и распознавая картину отраженных лучей, определяют относительное расстояние и взаимную ориентацию аппарата и станции.

В настоящей работе рассматривается алгоритм определения относительного состояния спутников в групповом полёте, основанный на обработке изображения освещенного Солнцем аппарата. Исследуемый алгоритм применён для определения относительного движения микроспутника разработки ИКИ РАН «Чибис-М» после отделения от грузового корабля «Прогресс» путём обработки видеоизображения, полученного с видеокамеры, установленной на грузовом корабле.

Отличие разработанного алгоритма от вышеописанных заключается в том, что на снимаемом спутнике не требуется устанавливать дополнительно специальную мишень или фотодиоды — достаточно знать геометрию снимаемого объекта.

1. ОПИСАНИЕ АЛГОРИТМА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОТНОСИТЕЛЬНОГО СОСТОЯНИЯ СПУТНИКОВ В ГРУППОВОМ ПОЛЁТЕ ПО ВИДЕОИЗОБРАЖЕНИЮ

Математически задача определения относительного фазового состояния может быть сформулирована следующим образом. Рассмотрим два КА, движущихся достаточно близко друг к другу, чтобы различать детали освещенных Солнцем поверхностей аппарата. Свяжем с одним из аппаратов систему координат (СК) $O_1x_1x_2x_3$ и с другим систему координат $O_2y_1y_2y_3$. Точки O_1 и O_2 соответствуют центрам масс КА (рис. 2).

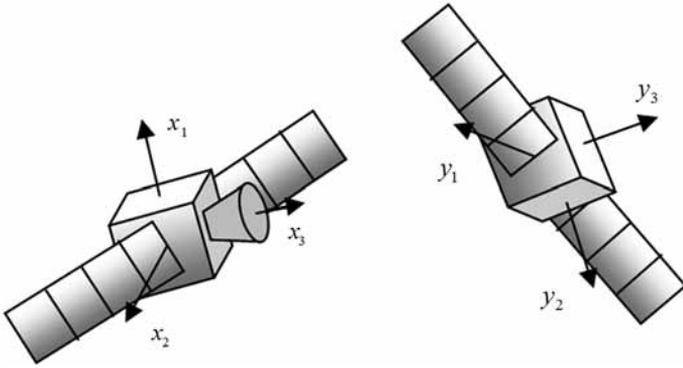


Рис. 2. Системы координат, связанные с аппаратами

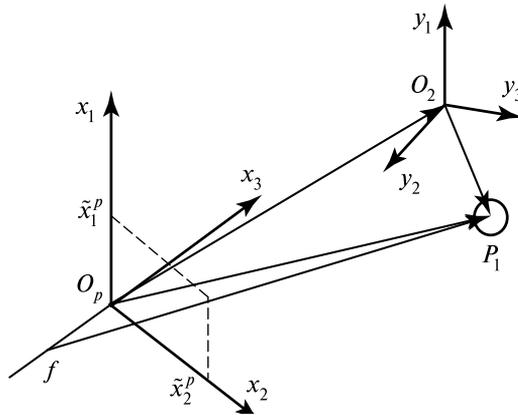


Рис. 3. Система координат, связанная с камерой

На первом аппарате установлена видеокамера, ось которой сонаправлена с осью Ox_3 . Если сдвинуть систему координат $O_1x_1x_2x_3$ вдоль оси Ox_3 и принять за центр системы координат середину чувствительной матрицы камеры O_p , то получим систему координат камеры (рис. 3). Пусть расстояние O_1O_p известно. Рассмотрим некоторую точку P_1 второго КА, которая имеет радиус-

вектор $\tilde{\mathbf{R}}_{P_1} = [y_1^{P_1}, y_2^{P_1}, y_3^{P_1}]^T$ в СК $O_2y_1y_2y_3$. С другой стороны, в СК $O_px_1x_2x_3$ эта точка имеет координаты $\mathbf{R}_{P_1} = [x_1^{P_1}, x_2^{P_1}, x_3^{P_1}]^T$. Соотношение между этими двумя векторами можно увидеть на рис. 3 и оно равно $\overline{O_pP_1} = \overline{O_pO_2} + \overline{O_2P_1}$.

Это векторное выражение должно быть записано в системе координат $O_px_1x_2x_3$ следующим образом:

$$\mathbf{R}_{P_1} = \overline{O_pO_2} + A \cdot \tilde{\mathbf{R}}_{P_1}. \quad (1)$$

Здесь A — матрица перехода из СК $O_2y_1y_2y_3$ в СК $O_px_1x_2x_3$.

Если известны вектор $\overline{O_pO_2}$, записанный в СК $O_px_1x_2x_3$, и матрица A , то известны относительное положение двух аппаратов и относительная ориентация. Опишем вкратце, как они могут быть получены.

Согласно проективной геометрии точка P_1 будет иметь следующие координаты на снимке:

$$\tilde{x}_1^p = \frac{x_1^p}{1 - x_3^p/f}, \quad \tilde{x}_2^p = \frac{x_2^p}{1 - x_3^p/f}.$$

Здесь f — фокусное расстояние камеры, имеющее отрицательное значение. Тогда, измеряя на снимке изображение известных точек P_i , из уравнения (1) находим неизвестные компоненты вектора $\overline{O_p O_2}$ и элементы матрицы A . Для их определения необходимо измерить положение на снимке минимум четырёх точек P_i .

В качестве реперных точек спутника могут выступать уникальные по отражающим свойствам точки поверхности спутника, например, концы антенн спутника (рис. 4)

Рассмотрим подробнее процесс определения относительной ориентации и положения по полученному изображению.

Получение снимка происходит оцифровкой выходных значений элементов ПЗС-матрицы, в результате чего имеется массив данных об интенсивности света в видимом диапазоне длин волн в каждой точке чувствительной матрицы. Далее определяется уровень шума снимка, производится фильтрация. После этого изображение преобразуется в бинарное, то есть матрица интенсивности представляет логический массив единиц и нулей, и исходя из этого определяются границы всех объектов на изображении.

Затем производится поиск центра \tilde{x}_c , \tilde{y}_c всех объектов на снимке по формулам

$$\tilde{x}_c = \frac{\sum_{i=1}^N x_i}{N}, \quad \tilde{y}_c = \frac{\sum_{i=1}^N y_i}{N}, \quad (2)$$

где N — общее количество пикселей в рассматриваемой границе объекта; x_i — x -координата i -го пикселя границы; y_i — y -координата i -го пикселя границы.



Рис. 4. Микроспутник «Чибис-М» и реперные точки

Далее, зная спрогнозированные декартовы координаты реперных точек на снимке, переходим к «пиксельным» координатам. В ε -окрестности полученных моделированием координат реперной точки ищем центр объекта на изображении, рассчитанный по формуле (2). Следует отметить, что в выбранной ε -окрестности для какой-то точки может не найтись ни одного объекта на снимке, в таком случае данная эмулированная точка не будет являться реперной для полученного кадра.

Определив минимум четыре реперные точки, ищем поправку к спрогнозированным координатам, используя, например, метод наименьших квадратов. Введём функционал

$$\Phi = \sum_i \left((\tilde{x}_{c,i} - \hat{x}_i)^2 + (\tilde{y}_{c,i} - \hat{y}_i)^2 \right),$$

где \hat{x}_i, \hat{y}_i — оценки координат реперных точек, $\tilde{x}_{c,i}, \tilde{y}_{c,i}$ — центры найденных объектов на снимке, которые лежат в окрестности координат реперных точек. Как было показано ранее, положение точек на снимке зависит от положения центра масс спутника и от его ориентации, т. е.

$$\hat{x}_i = \hat{x}_i(x_c, y_c, z_c, q_1, q_2, q_3), \quad \hat{y}_i = \hat{y}_i(x_c, y_c, z_c, q_1, q_2, q_3).$$

Здесь (x_c, y_c, z_c) — координаты центра масс спутника; q_1, q_2, q_3 — векторная часть кватерниона $\mathbf{q} = [q_0 \ q_1 \ q_2 \ q_3]$, описывающего его ориентацию. Обозначим вектор параметров $(x_c, y_c, z_c, q_1, q_2, q_3) = \mathbf{f}$.

Далее, используя метод Ньютона, численно решаем систему уравнений

$$\frac{\partial \Phi}{\partial f_j} = 0, \quad j = \overline{1, 6} \Leftrightarrow \mathbf{F}(\mathbf{f}) = 0, \quad (3)$$

где f_j — j -я компонента вектора \mathbf{f} , для нахождения минимума функционала Φ . Решением системы (3) являются новые значения параметров, которые интегрируются с помощью уравнений относительного движения аппаратов и уравнений движения относительно центра масс:

$$\mathbf{J} \cdot \dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{J} \cdot \boldsymbol{\omega} = 3\omega_0^2 \cdot (A\mathbf{e}_3) \times (\mathbf{J} \cdot A\mathbf{e}_3), \quad (4)$$

где $\boldsymbol{\omega}$ — абсолютная угловая скорость второго КА; \mathbf{J} — тензор инерции 2-го КА; ω_0 — его орбитальная угловая скорость; A — матрица направляющих косинусов, описывающая поворот связанной со вторым КА системы координат относительно орбитальной; \mathbf{e}_3 — единичный вектор в направлении от Земли, записанный в связанной с КА системе координат; точкой обозначено дифференцирование по времени. Здесь учитывается лишь действие гравитационного момента.

Результаты интегрирования будут использоваться в качестве начального приближения на следующем шаге алгоритма (для следующего кадра) для расчёта реперных точек.

Следует отметить, что рассматриваемый метод определения относительного положения имеет ограничения. Например, если не удалось найти хотя бы четыре не лежащие в одной плоскости реперные точки на снимке, то поправки в модели сделать невозможно, так как в этом случае положение тела определяется неоднозначно. Также алгоритм не работоспособен, если в поле зрения камеры попадает Солнце или оба аппарата находятся в тени и на теле

второго спутника невозможно найти реперные точки. Кроме того, алгоритм не пригоден, если второй аппарат вращается со слишком большой угловой скоростью, а камера снимает с низкой частотой (или обработка снимка занимает много времени), так как в этом случае время между двумя снимками может превысить период обращения спутника и тогда относительная угловая скорость будет определена с большой ошибкой.

2. ПРИМЕНЕНИЕ АЛГОРИТМА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОТНОСИТЕЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ МИКРОСПУТНИКА «ЧИБИС-М»

Описанный выше алгоритм был применён для обработки видеофильма отделения микроспутника «Чибис-М» от грузового корабля «Прогресс-13М», которое произошло 25 января 2012 г. На рис. 5 приведён в качестве примера кадр из видеофильма отделения микроспутника «Чибис-М». Видно, что изображение сильно пересвечено отражением солнечного света поверхностями микроспутника, однако чётко видны длинные хорошо отражающие антенны и две небольшие антенны снизу, концы которых отражают лучше, чем сами антенны. Таким образом, есть возможность распознать снимок, если задать некоторый уровень перевода цветного изображения в черно-белое. На рис. 6 приведено бинарное изображение того же кадра. На бинарном изображении чётко выделены концы маленьких антенн, длинные же антенны можно распознать, рассмотрев максимальную и минимальную точку самого длинного контура по оси X .

Далее бинарное изображение подаётся на вход алгоритма определения, описанного в разделе 1 настоящей работы, и с помощью метода наименьших квадратов определяется текущее относительное фазовое состояние микроспутника «Чибис-М» (рис. 7).

К сожалению, из-за сильной засветки видеоизображения, удалось определить относительное движение только в течение первых трёх секунд после отделения, далее распознать концы антенн не удаётся. Видеофильм имеет частоту кадров, равную 30 кадрам в секунду. Таким образом, было обработано примерно 100 кадров. На рис. 8 и 9 приведён результат работы алгоритма: положение центра масс спутника «Чибис-М». Также была получена средняя за 3 с скорость движения:

$$\mathbf{V} = \begin{bmatrix} 0,12 \\ 0,00 \\ 0,27 \end{bmatrix} \text{ [м/с]},$$

и угловая скорость вращения

$$\boldsymbol{\omega} = \begin{bmatrix} -2,08 \\ -3,01 \\ 2,15 \end{bmatrix} \text{ [град/с]}.$$

Среднеквадратичная ошибка определения составляет порядка 1 см/с по линейной скорости и 0,5 град/с по угловой скорости по оси Y и порядка 4 град/с по двум другим компонентам (невысокая точность определения этих компонент угловой скорости обусловлена большими шумами изображения реперных точек — концов двух антенн связи).



Рис. 5. Кадр из видеофильма отделения микроспутника «Чибис-М» от грузового корабля «Прогресс»

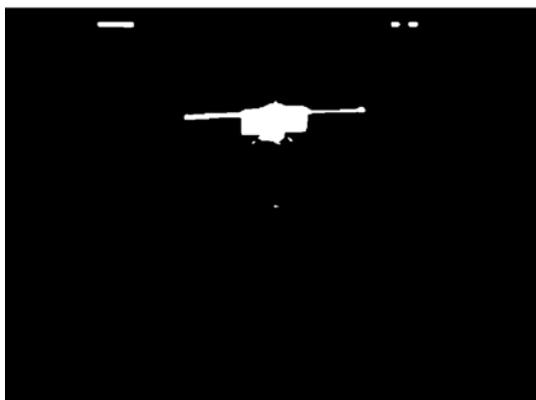


Рис. 6. Бинарное изображение кадра из видеофильма, снятого при отделении

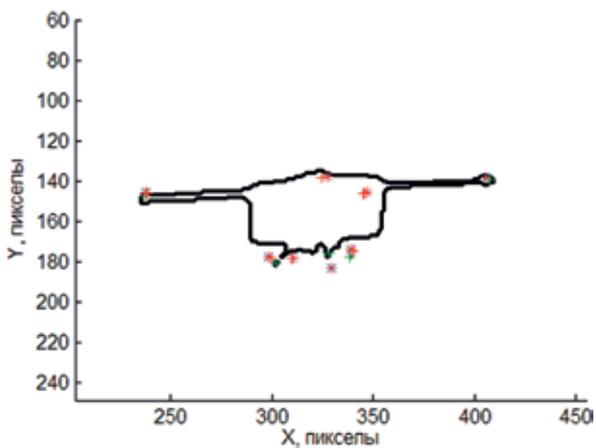


Рис. 7. Процесс определения относительного состояния по изображению. Звёздочками обозначены изображения реперных точек по начальному приближению, крестиками — оценка изображений по методу Ньютона

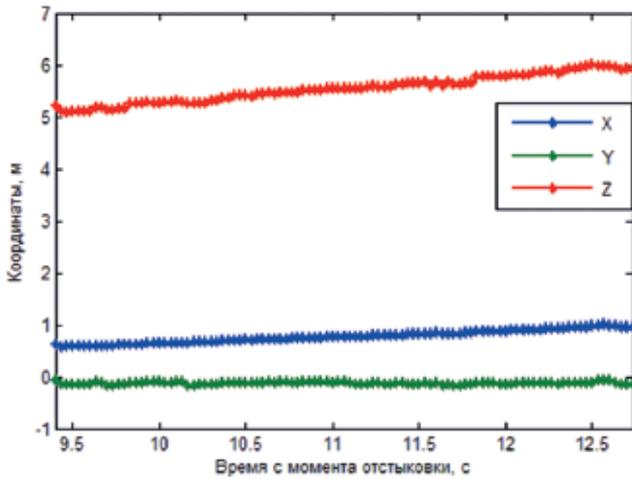


Рис. 8. Определение положения микроспутника «Чибис-М»

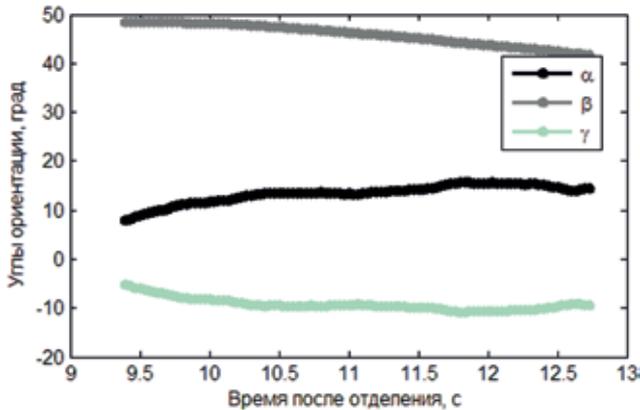


Рис. 9. Определение ориентации микроспутника «Чибис-М»

Модуль угловой скорости равен 4,24 град/с. Через 30 с после отделения была активирована система ориентации микроспутника «Чибис-М», в состав которой входили датчики угловой скорости. С помощью этих датчиков удалось измерить модуль угловой скорости, который оказался равным примерно 4,5 град/с. Таким образом, определённая с помощью алгоритма распознавания кадров видеоизображения угловая скорость оказалась близкой к измеренной датчиками угловой скорости, что может говорить об удовлетворительной работе алгоритма.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработан алгоритм определения ориентации спутников в групповом полёте с использованием видеоизображения. Математическое моделирование работы алгоритма показало, что он удовлетворительно работает на небольших взаимных расстояниях, когда на снимке видны особенности геометрии аппарата

и можно распознать реперные точки. При отдалении размер изображения реперных точек уменьшается и ухудшается точность определения центра освещённости этих точек, что приводит к ошибкам оценки вектора фазового состояния, которые растут экспоненциально с увеличением расстояния между спутниками.

Преимуществом алгоритма является то, что для его работы не требуется дополнительной установки на спутник специальной мишени или светодиодов. В качестве недостатков можно назвать достаточно большой объём необходимых вычислений, что делает проблематичным реализацию алгоритма на бортовом компьютере космического аппарата, который, как правило, имеет невысокую вычислительную производительность. Кроме того, алгоритм требует задания множества параметров: окрестность, внутри которой ищется изображение реперной точки; достаточно хорошее начальное приближение относительного состояния второго аппарата, а также знание динамических характеристик спутника (масса, тензор инерции) и орбиты, по которой движется спутник. В случае задания параметров алгоритма с некоторыми ошибками возможна его неудовлетворительная работа, так как изображение реперных точек будет выходить за пределы допустимой окрестности прогнозируемых положений.

Алгоритм определения относительного состояния апробирован с помощью видеofilма отделения микроспутника «Чибис-М» от грузового корабля «Прогресс». Были определены относительное движение центра масс микроспутника и относительная ориентация, относительная скорость отделения и угловая скорость вращения. Угловая скорость вращения оказалась близкой к измеренной с помощью датчиков угловой скорости.

В целом, во время верификации алгоритм показал свою работоспособность и достаточно высокую точность определения вектора состояния — от нескольких сантиметров на близком расстоянии до нескольких десятков сантиметров на дальнем расстоянии и точность до нескольких градусов при определении относительной ориентации.

Работа выполнена при поддержке ООО «СПУТНИКС» (договор №1226/11-1), РФФИ (проекты № 12-01-33045, 13-01-00665) и Минобрнауки (гранты № 14.132.21.1588 и 8182).

ЛИТЕРАТУРА

- [Белецкий, 2009] *Белецкий В. В.* Очерки о движении космических тел. М: ЛКИ, 2009. 432 с.
- [Богуславский и др., 2004] *Богуславский А. А.* и др. Автоматический мониторинг стыковки космического корабля с орбитальной станцией по видеоинформации: Препринт ИПМ им. М. В. Келдыша РАН. № 74. М.: ИПМ, 2004. 20 с.
- [Noteborn, 2011] *Noteborn R.* Flight Results from the PRISMA Optical Line of Sight Based Autonomous Rendezvous Experiment // 4th International Conference on Spacecraft Formation Flying Missions and Technologies, May 2011, Montreal, Canada. 10 p.
- [Delpech, 2012] *Delpech M.* Preliminary Results of the Vision Based Rendezvous and Formation Flying Experiments Performed During the Prisma Extended Mission // 1st IAA Conference on Dynamics and Control of Space Systems, 19–21 March, 2012, Porto, Portugal. 20 p.

INVESTIGATION OF SATELLITE FORMATION FLYING RELATIVE POSITION AND ATTITUDE DETERMINATION ALGORITHM WITH VIDEO PROCESSING USE

*D. S. Ivanov*¹, *M. A. Sakovich*¹, *M. Y. Ovchinnikov*¹, *S. O. Karpenko*²

¹ Keldysh Institute of Applied Mathematics of Russian Academy of Sciences, Moscow

² OOO SPUTNIX, Moscow

Satellite relative position and orientation determination algorithm with video processing use is developed. The algorithm is numerically simulated and analyzed. Relative state determination accuracy depending on a distance and defined points image size is investigated. Microsatellite Chibis-M and SC Progress-13M relative motion after separation is determined by the algorithm.

Keywords: satellite formation flying, video processing, relative motion determination.

Ivanov Danil Sergeevich — junior researcher, e-mail: danilivanovs@gmail.com.

Sakovich Marianne Alexandrovna — student, e-mail: marianna.sakovich@gmail.com.

Ovchinnikov Mikhail Yur'evich — head of division, doctor of science, professor, e-mail: ovchinni@keldysh.ru.

Karpenko Stanislav Olegovich — technical director, e-mail: s.o.karpenko@gmail.com.

АНАЛИЗ РАБОТЫ АЛГОРИТМОВ СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ И СТАБИЛИЗАЦИИ МИКРОСПУТНИКА «ЧИБИС-М»

Д. С. Иванов¹, Д. С. Ролдугин¹, С. С. Ткачёв¹, С. О. Карпенко², Н. А. Ивлев²,
М. Ю. Овчинников²

¹ Федеральное государственное бюджетное учреждение науки
Институт прикладной математики им. М. В. Келдыша Российской академии наук
(ИПМ им. М. В. Келдыша РАН), Москва

² ООО «СПУТНИКС», Москва

Приведено описание системы ориентации микроспутника «Чибис-М». Рассматриваются результаты лётных экспериментов по демпфированию начальной угловой скорости с помощью токовых катушек, стабилизации в орбитальной системе координат и ориентации космического аппарата солнечными панелями на Солнце с помощью маховиков. Также исследуется работа алгоритмов определения ориентации спутника на освещённом и теневом участках орбиты. Представлена и проанализирована общая логика работы системы ориентации в автоматическом режиме.

Ключевые слова: система ориентации, определение движения микроспутника.

ВВЕДЕНИЕ

Микроспутник «Чибис-М» (разработка Федерального государственного бюджетного учреждения науки Института космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН)) был выведен на орбиту 25 января 2012 г. Спутник предназначен для исследования явлений, происходящих во время грозových разрядов в атмосфере.

Система ориентации реализована специалистами Инженерно-технологического центра «СканЭкс» (ИТЦ «СканЭкс»), Москва, разработка и исследование алгоритмов ориентации проводились специалистами ИПМ им. М. В. Келдыша РАН.

Система ориентации микроспутника «Чибис-М» прошла несколько этапов верификации. На этапе разработки системы в ИПМ им. М. В. Келдыша РАН были проведены аналитические и численные исследования алгоритмов определения ориентации и алгоритмов управления ориентацией. Эти исследования позволили определить основные параметры и общий технический облик системы ориентации [Иванов, Карпенко, 2009; Овчинников и др., 2011]. На основе выработанных рекомендаций в ИТЦ «СканЭкс» были выбраны актюаторы и датчики определения ориентации, калибровочные испытания которых были затем проведены в ИПМ им. М. В. Келдыша РАН

Иванов Даниил Сергеевич — младший научный сотрудник, e-mail: danilivanovs@gmail.com.

Ролдугин Дмитрий Сергеевич — младший научный сотрудник, e-mail: rolduginds@gmail.com.

Ткачев Степан Сергеевич — научный сотрудник, кандидат физико-математических наук, e-mail: stevens_1@mail.ru.

Карпенко Станислав Олегович — технический директор, e-mail: s.o.karpenko@gmail.com.

Ивлев Никита Александрович — инженер, e-mail: ivlev@scanex.ru.

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

[Иванов и др., 2010а, б]. В ИТЦ «СканЭкс» был создан лабораторный стенд, на котором прошли испытания алгоритмы определения ориентации и управления угловым движением микроспутника «Чибис-М» [Иванов и др., 2012].

Исходя из решаемых задач система ориентации и стабилизации должна обеспечивать следующие режимы работы микроспутника:

- демпфирование угловой скорости вращения вокруг центра масс микроспутника после его отделения от средств выведения, а также в случае нештатной ситуации;
- захват/восстановление ориентации, то есть перевод микроспутника из неориентированного положения к ориентации в орбитальной системе координат (ОСК) после завершения режима демпфирования его угловой скорости;
- рабочий режим: трёхосная ориентация микроспутника в ОСК таким образом, что оси связанной с микроспутником системы координат (связанная система координат) совпадают с одноимёнными осями ОСК.

Режим ориентации в заданном направлении в инерциальной системе координат (ИСК) используется, в частности, для ориентации нормалей к поверхностям солнечных батарей в направлении на Солнце.

Определим указанные системы координат. С аппаратом жёстко связана собственная система координат (ССК), её оси совпадают с главными центральными осями инерции микроспутника. Орбитальная система координат строится следующим образом: начало находится в центре масс аппарата O , ось X_3 направлена от центра Земли, ось X_2 — по нормали к орбите аппарата, ось X_1 дополняет тройку до правой. Центр ИСК находится в центре масс Земли, ось \tilde{X}_1 совпадает с направлением на точку весеннего равноденствия, ось \tilde{X}_3 совпадает с осью вращения Земли, ось \tilde{X}_2 дополняет тройку до правой.

Задание режимов определения ориентации и управления ориентацией возможно напрямую через наземный центр управления полётами (ЦУП), но предусмотрено и автоматическое переключение между режимами, которое не требует вмешательства оператора в процесс управления. Логика переключения между режимами определения и управления в автоматическом режиме работает таким образом, чтобы микроспутник основное время находился в рабочей ориентации (оси ССК совпадают с осями ОСК). В случае, когда батарея имеет низкий заряд, с помощью специального алгоритма по командам из ЦУПа можно развернуть микроспутник солнечными батареями на Солнце. Далее рассматривается отдельно работа алгоритмов определения ориентации и управления ею, затем проводится анализ логики автоматического переключения между алгоритмами.

Лётные испытания системы ориентации и стабилизации микроспутника проходили в несколько этапов. Начальные этапы испытаний включали последовательные проверки на работоспособность датчиков определения ориентации, исполнительных органов, далее оценивались их калибровочные характеристики и сравнивались с номинальными, полученными при наземной калибровке, из чего был сделан вывод о корректности работы приборов. На следующих этапах проверялась работоспособность алгоритмов определения ориентации и алгоритмов управления ориентацией.

1. СОСТАВ СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ МИКРОСПУТНИКА «ЧИБИС-М»

Рассмотрим состав системы ориентации микроспутника «Чибис-М». Система ориентации и стабилизации состоит из датчиков определения ориентации, исполнительных органов и блока управления системой ориентации [Иванов и др., 2012]. Расположение элементов системы ориентации в теле спутника «Чибис-М» показано на рис. 1. Внешний вид микроспутника «Чибис-М» приведён на рис. 2.

В качестве датчиков определения ориентации в составе микроспутника используются один трехкомпонентный магнитометр HMR 2300R, пять солнечных датчиков DSS3 и три одноосных датчика угловой скорости ADIS 16130. Основные характеристики датчиков приведены в таблице [Иванов и др., 2010].

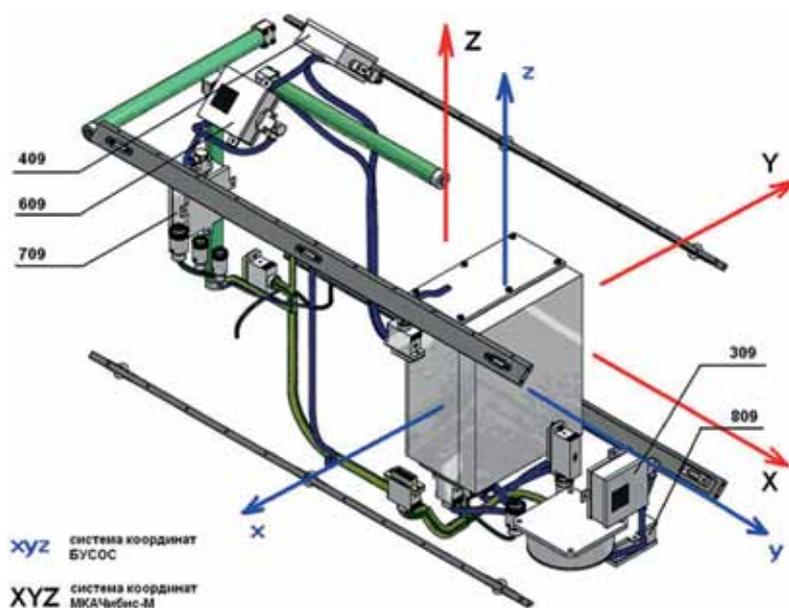


Рис. 1. Расположение элементов системы ориентации и стабилизации в теле микроспутника «Чибис-М»



Рис. 2. Микроспутник «Чибис-М»

Характеристики датчиков

Характеристика	Магнитометр	Солнечный датчик	Датчик угловой скорости
Диапазон измерения	$\pm 200\,000$ нТ	$\pm 45^\circ$	± 250 град/с
Случайное отклонение σ	50 нТ	$0,1^\circ$	0,01 град/с

В качестве исполнительных элементов системы управления ориентацией в составе микроспутника используются три токовые катушки и шесть управляющих двигателей-маховиков.

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. Максимальный дипольный момент каждой катушки составляет $3,2 \text{ А}\cdot\text{м}^2$.

Двигатели-маховики выполнены на основе бесконтактного двигателя постоянного тока с управляемым моментом и 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. Механический момент от управляющих двигателей-маховиков создаётся при изменении скорости их вращения и находится в диапазоне $-0,4...+0,4 \text{ мН}\cdot\text{м}$ в лабораторных условиях. Скорость вращения маховиков при этом изменяется в диапазоне $-20\,000...+20\,000$ об/мин.

Блок управления системой ориентации и стабилизации (рис. 3) является связующим звеном между датчиками и органами управления, а также между системой ориентации и стабилизации и внешними устройствами управления. Основные функции блока — сбор и обработка показаний датчиков системы с использованием алгоритмов определения ориентации, выработка с помощью алгоритмов управления команд для элементов системы стабилизации, приём команд от внешнего бортового контроллера управления микроспутника, передача данных в каналы телеметрии спутника.



Рис. 3. Внешний вид блока управления системой ориентации

Основной составной частью является бортовой компьютер, который основан на плате LPCN2294, содержащей процессор, внешнюю память (ОЗУ) размером 1 МБ, энергонезависимую флэш-память ёмкостью 4 МБ.

2. АЛГОРИТМ ДЕМПФИРОВАНИЯ УГЛОВОЙ СКОРОСТИ “-Bdot”

Алгоритм “-Bdot” предназначен для демпфирования угловой скорости аппарата [Stickler, Alfriend, 1976]. Управление формируется согласно дипольному магнитному моменту спутника

$$\mathbf{m} = -k \frac{d\mathbf{B}}{dt},$$

где k — постоянный коэффициент. Из формы записи дипольного момента становится понятной логика работы алгоритма: исходя из информации о вращении вектора геомагнитной индукции формируется момент, фактически вращающий спутник в обратном направлении. Для работы алгоритма требуются только измерения магнитного поля Земли, получаемые с помощью магнитометра. Алгоритм “-Bdot” автоматически включается в ручном режиме управления стабилизацией в двух случаях: при включении питания системы ориентации, если до выключения система уже работала в этом режиме, или если данных об ориентации нет, или они устарели, а также включается в режим автоматической стабилизации, если модуль угловой скорости, грубо оцениваемый только с помощью измерений магнитометра, больше порогового значения, равного 0,5 град/с. Если же в автоматическом режиме в результате работы алгоритма модуль угловой скорости становится меньше этого значения, то включается алгоритм грубой оценки трёхосной ориентации Triad и управление передаётся маховичной системе. При работе в ручном режиме решение об использовании другого алгоритма принимает оператор из ЦУП.

Для наглядности в ходе лётных испытаний был проведён сеанс демпфирования угловой скорости при помощи алгоритма “-Bdot” после того, как спутник был намеренно раскручен. Данные были получены 4 марта 2012 г. в период с 14:31:47 до 15:32:05 по московскому времени, при этом примерно с 14:33:00 до 15:09:00 аппарат находился в тени. На каждом этапе управления в течение 6 с проводились измерения и обрабатывались их данные, затем в течение 3 с реализовывалось управляющее воздействие. Сквозность сбора данных — около 30 с (30...32 с). Из телеметрических данных вручную были удалены две точки, в которых магнитометр или датчик угловой скорости дали сбой. Для формирования управляющего момента использовались данные магнитометра, приведённые на рис. 4.

На рис. 5 приведены компоненты угловой скорости аппарата, определённые при помощи датчиков угловой скорости.

На рис. 5 показано эффективное гашение угловой скорости спутника.

Здесь $\boldsymbol{\omega} = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T$ — вектор угловой скорости. Скорость упала примерно в пять раз за 30 мин. Приблизительно через 40 мин скорость начала возрастать из-за перехода аппарата в другой режим ориентации. Это связано с двумя факторами. Во-первых, аппарат достиг значения угловой скорости, приемлемого для переключения на другой режим — обеспечения номинальной ориентации.

Во-вторых, спутник вышел из зоны тени, в результате начали работу солнечные датчики, что позволило включить алгоритм определения ориентации Triad и маховики. По достижении точности ориентации в 10° алгоритм определения ориентации заменился фильтром Калмана.

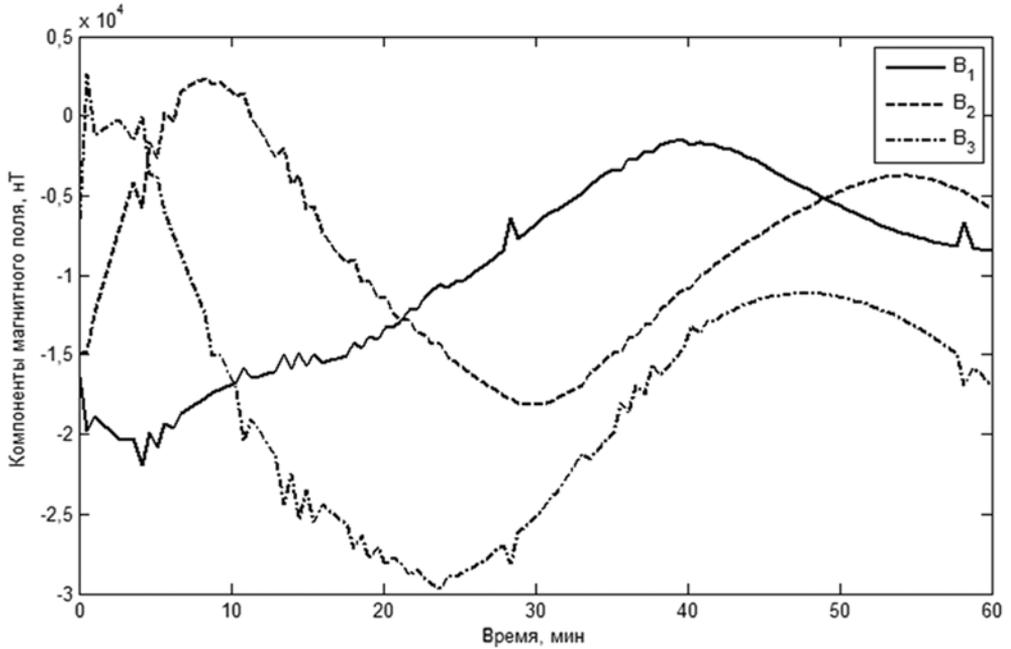


Рис. 4. Измерения магнитометра

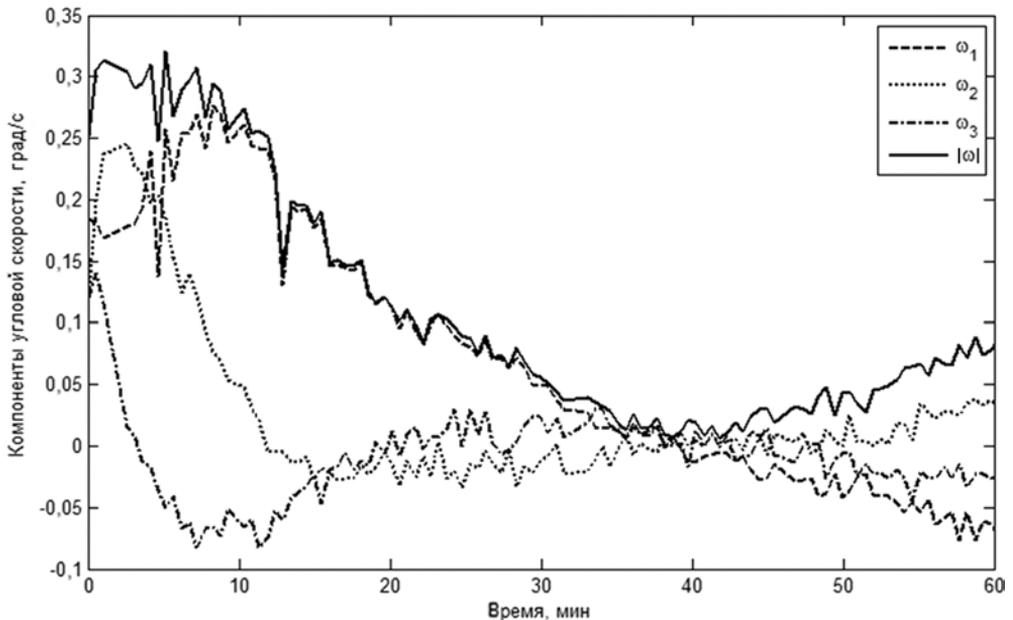


Рис. 5. Гашение угловой скорости аппарата

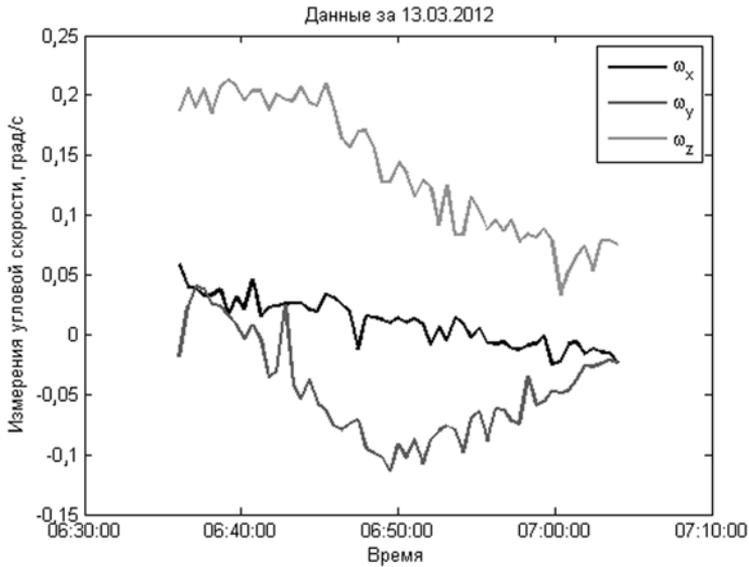


Рис. 6. Измерения датчиков угловой скорости

Рассмотрим работу алгоритма “-Bdot” в рамках штатного функционирования системы ориентации и стабилизации спутника «Чибис-М». На рис. 6 представлен результат демпфирования угловой скорости спутника на 13.03.2012. За 20 мин работы алгоритма угловая скорость упала с 0,25 до 0,1 град/с, то есть в 2,5 раза.

3. АЛГОРИТМ РАЗВОРОТА НА СОЛНЦЕ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МАХОВИКОВ «S-DOT»

Алгоритм разворачивает микроспутник солнечными панелями на Солнце с помощью маховиков (этот алгоритм можно включить только с помощью специальной команды с Земли). Для работы этого алгоритма необходимы только измерения солнечных датчиков, с помощью которых вычисляется вектор направления на Солнце в ССК. В соответствии с рис. 2 аппарат разворачивается так, чтобы Z-компонента вектора направления на Солнце была равной 1. Он записывается в виде

$$\dot{\mathbf{H}} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{H} = -\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{J} \boldsymbol{\omega} + k_{\omega} \boldsymbol{\omega} + k_a \begin{pmatrix} s_y \\ -s_x \\ 0 \end{pmatrix},$$

где \mathbf{H} — вектор кинетического момента маховиков; $\boldsymbol{\omega}$ — абсолютная угловая скорость микроспутника; s_x, s_y — компоненты вектора направления на Солнце; k_a, k_{ω} — параметры управления; \mathbf{J} — тензор инерции.

На рис. 7 приведён пример работы алгоритма. С помощью алгоритма микроспутник разворачивается и удерживается таким образом, что Z-компонента вектора направления на Солнце близка к 1. Алгоритм разворачивает микроспутник солнечными панелями на Солнце примерно за 5 мин.

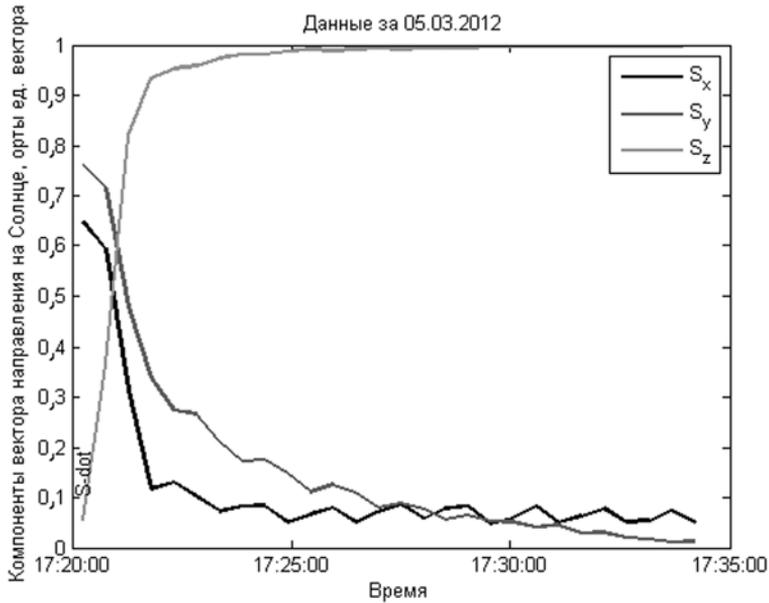


Рис. 7. Измерения направления на Солнце

На рис. 8 приведён график изменения угловых скоростей во время разворота на Солнце. За счёт ошибок измерения направления на Солнце движение в окрестности ориентации на Солнце выходит на некоторые колебания с амплитудой по угловой скорости порядка 0,2 град/с.

Таким образом, алгоритм работоспособен, разворачивает спутник на Солнце с точностью не хуже 1° за время не более 10 мин.

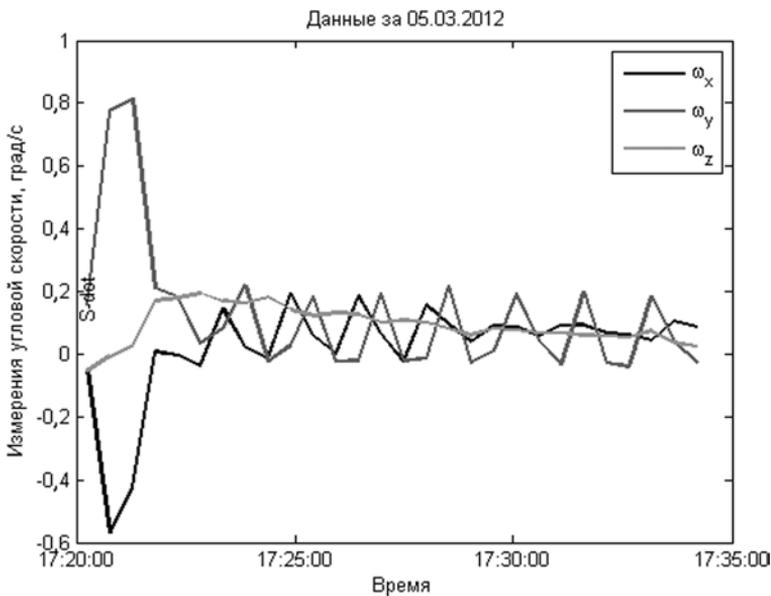


Рис. 8. Измерения угловой скорости во время разворота на Солнце

4. ТРЁХОСНАЯ СТАБИЛИЗАЦИЯ С ГРУБЫМ АЛГОРИТМОМ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИИ

После того как модуль угловой скорости вращения спутника падает до порогового значения, при автоматическом режиме стабилизации включается грубый алгоритм определения трехосной ориентации Triad (в ручном режиме решение принимает оператор). Для его работы требуются измерения вектора направления на Солнце и вектора магнитного поля Земли, а также модели, с помощью которых вычисляются векторы направления на Солнце и магнитного поля в ОСК.

Составим систему уравнений, позволяющую по имеющимся данным однозначно определить элементы матрицы направляющих косинусов \mathbf{A} . Пусть \mathbf{S} , \mathbf{B} – единичные векторы направления на Солнце и напряжённости геомагнитного поля в ОСК соответственно; \mathbf{s} , \mathbf{b} – те же векторы в ССК. В ОСК конструируется следующая ортогональная матрица:

$$\mathbf{G} = \begin{pmatrix} \mathbf{B} & \frac{\mathbf{B} \times \mathbf{S}}{|\mathbf{B} \times \mathbf{S}|} & \frac{\mathbf{B} \times (\mathbf{B} \times \mathbf{S})}{|\mathbf{B} \times (\mathbf{B} \times \mathbf{S})|} \end{pmatrix}.$$

Аналогично вычисляется ортогональная матрица в ССК:

$$\mathbf{g} = \begin{pmatrix} \mathbf{b} & \frac{\mathbf{b} \times \mathbf{s}}{|\mathbf{b} \times \mathbf{s}|} & \frac{\mathbf{b} \times (\mathbf{b} \times \mathbf{s})}{|\mathbf{b} \times (\mathbf{b} \times \mathbf{s})|} \end{pmatrix}.$$

Связь между измеренными и вычисленными значениями векторов даётся выражением

$$\mathbf{g} = \mathbf{A}\mathbf{G}.$$

Матрица направляющих косинусов \mathbf{A} определяется выражением

$$\mathbf{A} = \mathbf{g}\mathbf{G}^T$$

в силу ортогональности \mathbf{G} . Далее, определив локальным методом матрицу ориентации, можно методом конечных разностей найти оценку вектора угловой скорости по формуле

$$\mathbf{W} = \begin{pmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{pmatrix} = \dot{\mathbf{A}}\mathbf{A}^{-1},$$

где $\boldsymbol{\omega} = [\omega_x, \omega_y, \omega_z]^T$ – вектор угловой скорости ССК относительно ОСК; $\dot{\mathbf{A}}$ – производная матрицы поворота ССК относительно ОСК.

В алгоритме определения ориентации Triad установлено ограничение работоспособности, которое позволяет понять, насколько сильно влияет смещение нуля магнитометра на точность определения ориентации. Имея два вектора – направление индукции магнитного поля и направление на Солнце – в разных системах координат (ОСК, ССК), можно рассчитать углы между этими двумя векторами в этих СК. Углы должны совпадать между собой, а фактическое рассогласование может появиться только из-за погрешностей в измерениях датчиков и неточностей расчётных моделей. В частности,

при систематическом искажении данных одного из измерений (например, смещение нуля магнитометра) эти углы будут разными. Таким образом, разница между двумя углами — это параметр, по которому система определяет, можно ли доверять данным измерений датчиков ориентации, и величина разницы задаёт ограничение работоспособности алгоритма.

Для стабилизации используется трехосный PD-регулятор. Так как реализуется он с помощью маховиков, уравнение движения с регулятором запишется в виде

$$\dot{\mathbf{H}} + \boldsymbol{\omega}_{\text{абс}} \times \mathbf{H} = k_a \mathbf{q} + k_\omega \boldsymbol{\omega}_{\text{отн}} - \boldsymbol{\omega}_{\text{абс}} \times \mathbf{J} \boldsymbol{\omega}_{\text{абс}} - \mathbf{J} \mathbf{A} \dot{\boldsymbol{\omega}}_{\text{орб}} + \mathbf{J} \mathbf{W} \boldsymbol{\omega}_{\text{орб}}.$$

Здесь $\boldsymbol{\omega}_{\text{абс}}$, $\boldsymbol{\omega}_{\text{отн}}$, $\boldsymbol{\omega}_{\text{орб}}$ — абсолютная, относительная и орбитальная угловые скорости, соответственно; k_a , k_ω — параметры управления.

На рис. 9 приведён график углов ориентации во время стабилизации с помощью Triad, а на рис. 10 — график оценки угловой скорости с помощью этого алгоритма. Микроспутник стабилизировался за 15 мин. При этом точность стабилизации с помощью грубого алгоритма составляет порядка 1° (σ). Точность же определения угловой скорости составляет 0,5 град/с. При этом во время стабилизации из-за ошибок измерений возможны аномальные значения при определении угловой скорости и ориентации, вследствие чего микроспутник может начать двигаться неадекватно. Такое аномальное значение было получено, например, в 8 ч 55 мин, как можно судить по данным рис. 10. На графике измерений угловой скорости с помощью ДУС (рис. 11), конечно, такой большой угловой скорости не наблюдается. Во время поддержания ориентации из-за ошибок измерений микроспутник покачивается с амплитудой порядка 1° и амплитудой угловой скорости порядка 0,5 град/с.

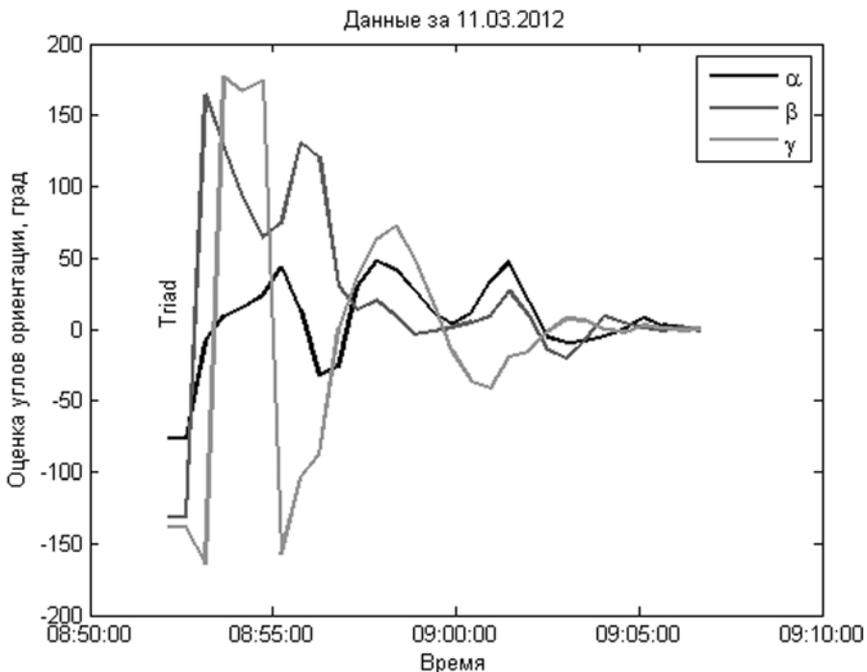


Рис. 9. Оценка углов ориентации во время стабилизации аппарата

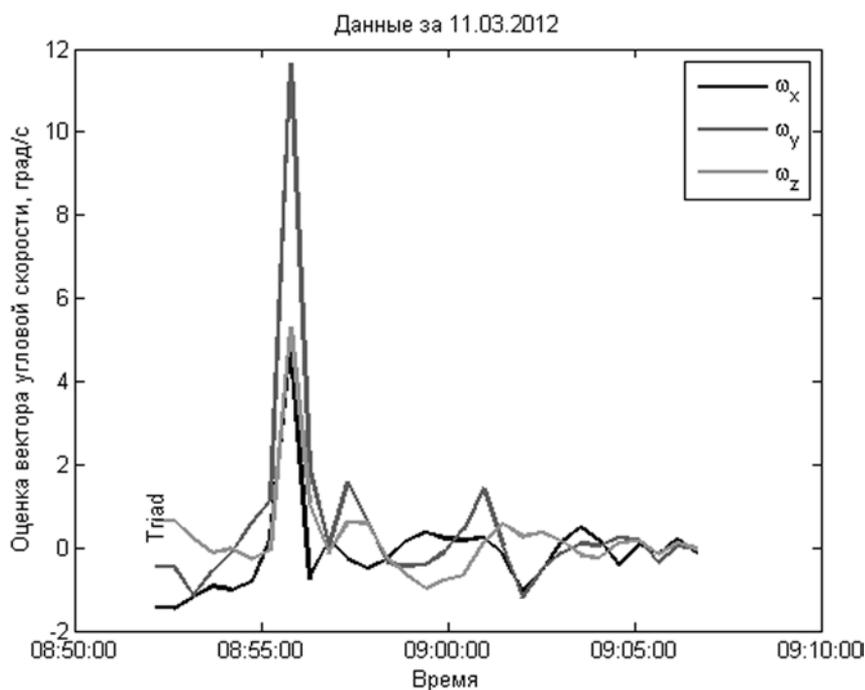


Рис. 10. Оценка угловой скорости во время стабилизации аппарата

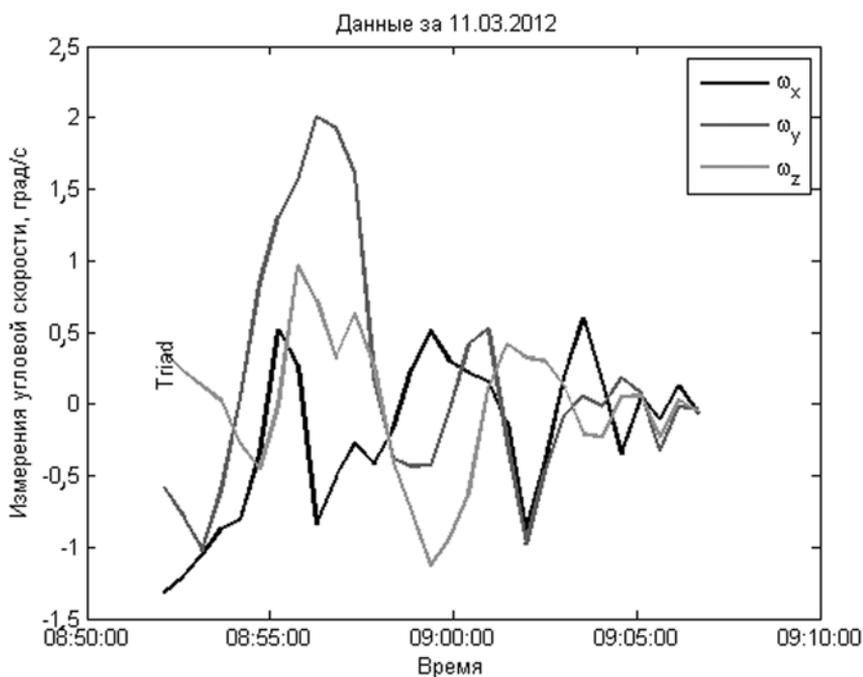


Рис. 11. Измерения угловой скорости во время стабилизации

5. СТАБИЛИЗАЦИЯ С РЕКУРСИВНЫМ АЛГОРИТМОМ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИИ НА СОЛНЕЧНОМ УЧАСТКЕ ОРБИТЫ

Для решения задачи активного управления микроспутником необходимо знать параметры его ориентации относительно заданной системы координат. В качестве параметров ориентации часто принимают кватернион поворота ОСК в ССК и вектор угловой скорости ССК относительно ИСК. Параметры ориентации спутника определяются с помощью данных бортовых датчиков. Для задач активного управления ориентацией, когда необходимо знание текущих параметров ориентации, данные с датчиков обрабатываются непосредственно бортовым компьютером. Для определения параметров ориентации в режиме реального времени часто выбирается фильтр Калмана — рекурсивный метод оценки параметров, использующий для работы математическую модель движения объекта и текущий вектор измерений [Иванов, Карпенко, 2009].

Для фильтра, основанного на измерениях солнечного датчика и магнитометра, в качестве вектора оцениваемых величин рассматриваются векторная часть кватерниона и угловая скорость ССК относительно ИСК: $\mathbf{x} = [\mathbf{q} \ \boldsymbol{\omega}]^T$.

После того как система ориентации с помощью алгоритма Triad приводит спутник в некоторую окрестность орбитальной ориентации, включается рекурсивный алгоритм определения ориентации на основе фильтра Калмана. На солнечной стороне орбиты работает фильтр Калмана, который использует измерения солнечных датчиков и магнитометра.

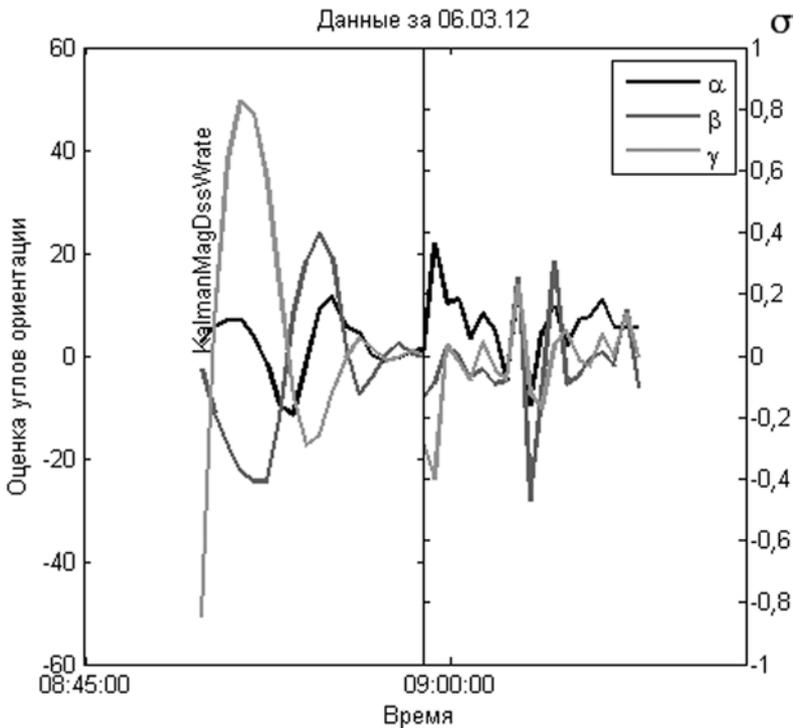


Рис. 12. Оценка углов ориентации во время стабилизации аппарата

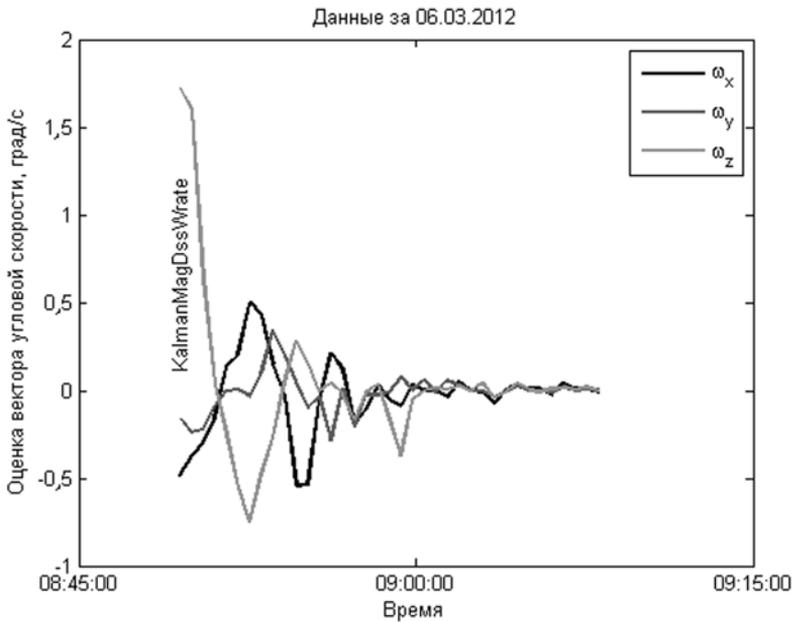


Рис. 13. Оценка угловой скорости во время стабилизации аппарата

После включения алгоритма на основе фильтра Калмана (вручную или в автоматическом режиме) фильтр начинает сходиться — ковариационная матрица ошибок уменьшается, оценки вектора состояния приближаются к истинным значениям. Оценки фильтра Калмана поступают на вход алгоритма управления маховиками, и система стабилизации приводит микро-спутник в орбитальную ориентацию. На рис. 12 представлен график ориентации во время стабилизации, из которого следует, что алгоритм стабилизирует спутник из грубой трёхосной стабилизации примерно за 10 мин. Из данных рис. 12 видно, что точность ориентации после стабилизации составляет примерно $0,1^\circ$ (σ). На рис. 13 представлен график оценок угловой скорости, полученных с помощью фильтра Калмана. Точность определения угловой скорости составляет порядка $0,05$ град/с (σ).

6. СТАБИЛИЗАЦИЯ С РЕКУРСИВНЫМ АЛГОРИТМОМ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИИ НА ТЕНЕВОМ УЧАСТКЕ ОРБИТЫ

При входе спутника в тень Земли или при пропадании показаний с солнечных датчиков фильтр Калмана, в случае автоматической работы системы ориентации, переключается на измерения магнитометра и датчика угловой скорости (в ручном режиме это нужно делать по команде). На теневой стороне нет измерений направления на Солнце, и по показаниям только магнитометра не удаётся определить трехосную ориентацию микро-спутника. Однако, зная оценку ориентации, полученную фильтром Калмана на солнечной стороне в качестве первого приближения, а также используя измерения угловой скорости от датчиков угловой скорости, интегрированием можно получить также оценку ориентации аппарата в тени.

Здесь, однако, имеется проблема: смещение нуля измерений датчика угловой скорости известно с постоянной ошибкой, и это в случае использования фильтра Калмана приводит фактически к медленному дрейфу микроспутника на теневом участке от орбитальной ориентации, хотя система считает, что всё «нормально».

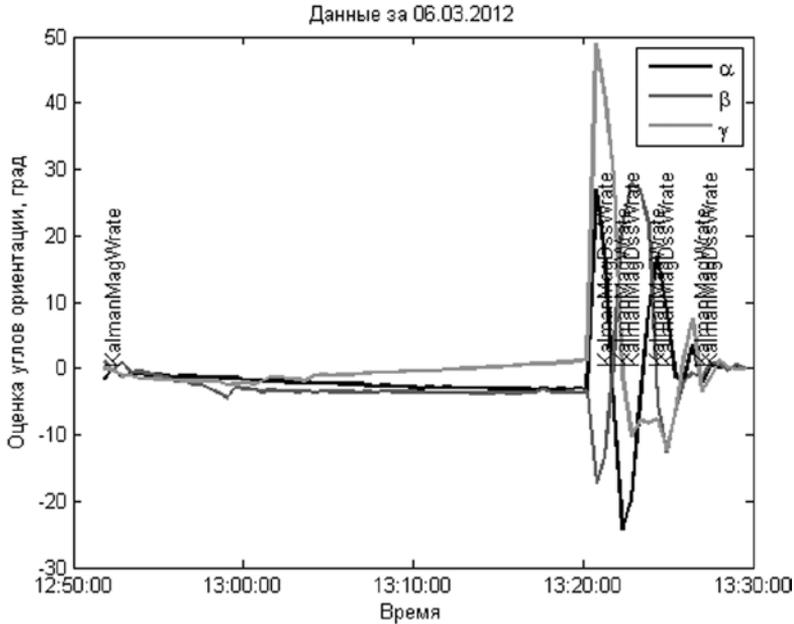


Рис. 14. Оценка угловой ориентации на теневом участке орбиты

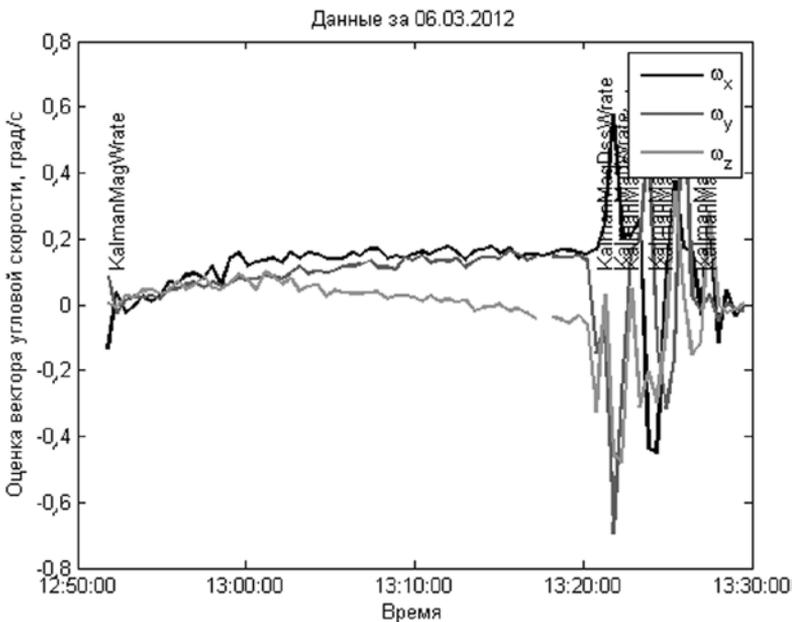


Рис. 15. Оценка угловой скорости на теневом участке орбиты

При выходе из тени, когда появляются измерения солнечного датчика, фильтром Калмана на основе показаний магнитометра и солнечных датчиков обнаруживается, что ориентация отличается от орбитальной на некоторое значение, и система ориентации обрабатывает это рассогласование.

На рис. 14 представлен график ориентации во время работы фильтра Калмана, использующего показания магнитометра и ДУСов, на теневом участке орбиты. Из-за отсутствия наблюдаемости ориентации оценки фильтра Калмана несколько расходятся ближе к концу теневого участка, также расходятся и оценки вектора угловой скорости (рис. 15). Однако, вследствие того, что дрейф нуля датчиков угловой скорости известен с некоторой ошибкой, реальная ориентация уходит за время пребывания на теневом участке в худшем случае почти на 50° . При выходе из тени, однако, появляются измерения солнечного датчика, и система ориентации примерно за 10 мин приводит микроспутник в правильную орбитальную ориентацию.

Солнечные датчики установлены на микроспутнике таким образом, что есть небольшие «слепые» зоны — если направление на Солнце попадает в эти зоны (~20 % сферы), то ни один из датчиков его не «видит». Как следует из данных рис. 14, даже на солнечном участке орбиты при работе системы в автоматическом режиме было несколько переключений обратно на фильтр Калмана, работающий на показаниях магнитометра и датчика угловой скорости.

7. АНАЛИЗ ЛОГИКИ ПЕРЕКЛЮЧЕНИЯ МЕЖДУ АЛГОРИТМАМИ В АВТОМАТИЧЕСКОМ РЕЖИМЕ

Проанализируем работу автоматического переключения между алгоритмами системы ориентации, рассмотренными выше. При включении системы ориентации, если модуль угловой скорости микроспутника, оценённый с помощью измерений магнитометра, больше заданного значения, или данные о трёхосной ориентации отсутствуют или устарели, включается алгоритм демпфирования угловой скорости с помощью магнитных катушек “-Bdot”. После того как модуль угловой скорости станет меньше этого порогового значения, и аппарат находится на солнечном участке орбиты, включается грубый алгоритм определения ориентации Triad и по его оценкам алгоритм управления с помощью маховиков разворачивает аппарат в орбитальную ориентацию. Если в момент преодоления порогового значения модуля угловой скорости аппарат находится в тени или нет измерений солнечных датчиков, то продолжает работать “-Bdot” до их появления. Когда алгоритм управления на основе данных алгоритма Triad разворачивает микроспутник до некоторой окрестности орбитальной ориентации (примерно в 60°), включается алгоритм определения ориентации на основе фильтра Калмана, работающего на измерениях магнитометра и солнечных датчиков. На основе оценок фильтра Калмана алгоритм управления заканчивает разворот микроспутника в орбитальную ориентацию и поддерживает его в этой ориентации неограниченное время.

В случае, если пропадают измерения солнечных датчиков по причине попадания Солнца в «слепую зону» датчиков или входа аппарата в тень, включается фильтр Калмана, работающий на измерениях магнитометра и датчиков угловой скорости. Если оценки ориентации фильтра Калмана расходятся,

становятся далеки от орбитальной ориентации или фильтр оценивает, что микроспутник вращается с большой угловой скоростью, то происходит переключение на алгоритм Triad, и алгоритм управления ориентацией снова начинает работать на основе его оценок.

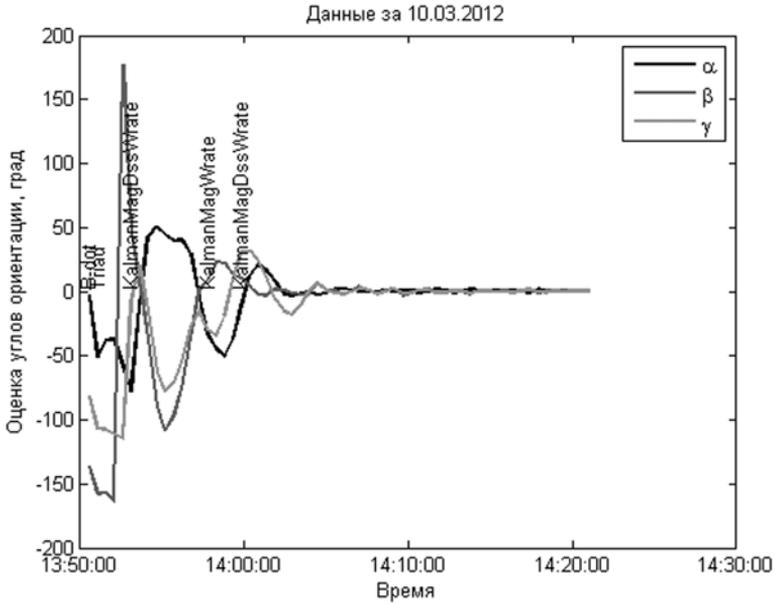


Рис. 16. Оценка углов ориентации во время стабилизации аппарата

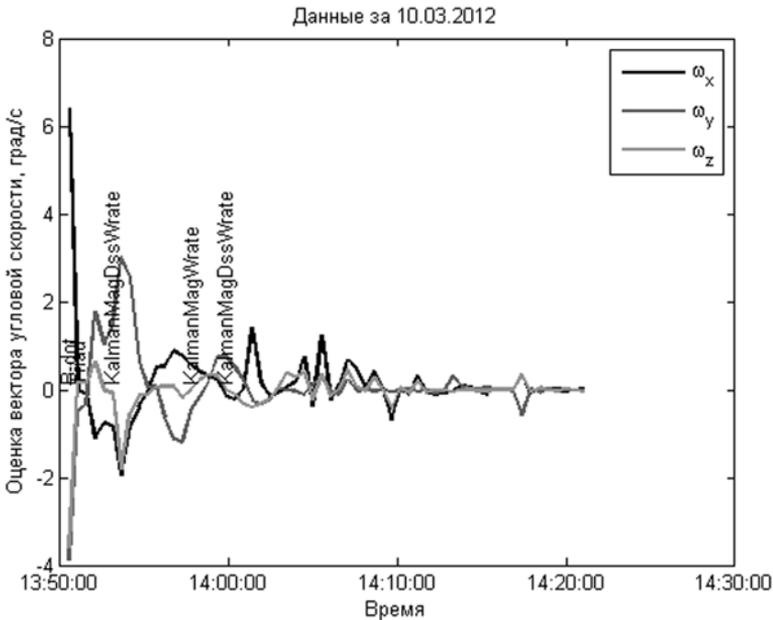


Рис. 17. Оценка угловой скорости относительно ОСК во время стабилизации аппарата

На рис. 16 и 17 приведены графики оценки ориентации и угловой скорости во время работы автоматического переключения между алгоритмами.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проведены настройка и лётные испытания системы ориентации и стабилизации. Выяснено, что система ориентации микроспутника «Чибис-М» выполняет поставленные перед ней задачи и удовлетворяет поставленным требованиям: поддерживается орбитальная ориентация аппарата с заданной точностью на солнечном участке орбиты, работают те режимы, которые должны быть реализованы. На солнечной части орбиты микроспутник стабилизируется за время порядка от 10 до 30 мин, точность поддержания орбитальной ориентации оценивается примерно в $0,1...0,2^\circ$, при этом погрешность оценки угловой скорости составляет примерно $0,05$ град/с. Вследствие отсутствия полной наблюдаемости ориентации и неточного знания нуля измерения датчика угловой скорости к концу теневого участка отклонения от орбитальной ориентации могут составлять до 50° . Это отклонение можно уменьшить до $10...15^\circ$ введением текущего смещения нуля.

Работа выполнена при поддержке ООО «СПУТНИКС» (договор № 1226/11-1), РФФИ (проекты №12-01-33045, 13-01-006665) и Минобрнауки (гранты №14.132.21.1588 и 8182).

ЛИТЕРАТУРА

- [Белецкий, Хентов, 1985] *Белецкий В. В., Хентов А.* Вращательное движение намагниченного спутника. М.: Наука, 1985.
- [Дегтярёв, Тайль, 2003] *Дегтярёв А. А., Тайль Ш.* Элементы теории адаптивного расширенного фильтра Калмана: Препринт ИПМ им. М. В. Келдыша РАН. № 26. М.: ИПМ, 2003. 35 с.
- [Иванов, Карпенко, 2009] *Иванов Д. С., Карпенко С. О.* Алгоритм оценки параметров ориентации малого космического аппарата с использованием фильтра Калмана: Препринт ИПМ им. М. В. Келдыша РАН. 2009. № 48. М.: ИПМ, 2009. 32 с.
- [Иванов и др., 2010а] *Иванов Д. С.* и др. Калибровка датчиков для определения ориентации малого космического аппарата: Препринт ИПМ им. М. В. Келдыша РАН. № 28. М.: ИПМ, 2010. 32 с.
- [Иванов и др., 2010б] *Иванов Д. С., Карпенко С. О., Овчинников М. Ю.* Лабораторные испытания токовых катушек с сердечником: Препринт ИПМ им. М. В. Келдыша РАН. № 29. М.: ИПМ, 2010. 26 с.
- [Иванов и др., 2012] *Иванов Д. С.* и др. Испытания алгоритмов управления ориентацией микроспутника «Чибис-М» на лабораторном стенде // Известия РАН. Теория и системы управления. 2012. № 1. С. 118–137.
- [Овчинников и др., 2011] *Овчинников М. Ю., Карпенко С. О., Ткачёв С. С.* Исследование алгоритма трехосной маховичной системы управления ориентацией // Актуальные проблемы российской космонавтики: Труды 35-х Академических чтений по космонавтике. Москва, январь 2011 / Под ред. А. К. Медведевой. М.: Комиссия РАН по разработке научного наследия пионеров освоения космического пространства. 2011. С. 142.
- [Stickler, Alfriend, 1976] *Stickler A. C., Alfriend K. T.* Elementary Magnetic Attitude Control System // J. Spacecraft and Rockets. 1976. V. 13. N. 5. P. 282–287.

CHIBIS-M MICROSATELLITE ATTITUDE CONTROL ALGORITHMS WORK ANALYSIS

*D. S. Ivanov*¹, *D. S. Roldugin*¹, *S. S. Tkachev*¹, *S. O. Karpenko*², *N. A. Ivlev*², *M. Yu. Ovchinnikov*¹

¹ Keldysh Institute of Applied Mathematics Russian of Academy of Sciences, Moscow

² SPUTNIX, Moscow

Chibis-M microsatellite attitude control system is presented. Damping initial angular velocity with magnetic coils use, orbital reference frame stabilization with reaction wheels use and sun attitude acquisition flying test results are considered. Also satellite attitude determination algorithms work on lighted and shaded orbit sides are investigated. Attitude control system work logic are presented and analyzed.

Keywords: attitude control system, microsatellite motion determination

Ivanov Danil Sergeevich — junior researcher, e-mail: danilivanov@mail.ru.

Roldugin Dmitry Sergeevich — junior researcher, e-mail: rolduginds@gmail.com.

Tkachev Stepan Sergeevich — researcher, PhD, e-mail: stevens_1@mail.ru.

Karpenko Stanislav Olegovich — technical director, e-mail: s.o.karpenko@gmail.com.

Ivlev Nikita Aleksandroovich — engineer, e-mail: ivlev@scanex.ru.

Ovchinnikov Mikhail Yur'evich — head of division, doctor of science, professor, e-mail: ovchinni@keldysh.ru.

РАЗРАБОТКА РЕКОМЕНДАЦИЙ ПО УПРАВЛЕНИЮ ОРИЕНТАЦИЕЙ МИКРОСПУТНИКА «ЧИБИС-М» В СЛУЧАЕ ОТКАЗА ЧАСТИ ИСПОЛНИТЕЛЬНЫХ ОРГАНОВ

*М. Ю. Овчинников*¹, *Д. С. Иванов*¹, *Д. С. Ролдугин*¹, *С. С. Ткачёв*¹, *С. О. Карпенко*²

¹ Федеральное государственное бюджетное учреждение науки
Институт прикладной математики им. М. В. Келдыша Российской академии наук
(ИПМ им. М. В. Келдыша РАН), Москва

² ООО «СПУТНИКС», Москва

В работе проведено исследование нештатных режимов системы управления ориентацией. Разработаны рекомендации по стабилизации углового движения спутника для основных вариантов отказов, а также по использованию гравитационной штанги. Приведена блок-схема отказов исполнительных элементов системы ориентации.

Ключевые слова: система ориентации, гравитационная штанга, маховик, магнитная катушка, отказ.

ВВЕДЕНИЕ

Если результаты лётных испытаний выявляют полную или частичную неработоспособность одного исполнительного органа или их части, то возникает нештатная ситуация, во время которой система ориентации неспособна выполнить в полном объёме стоящие перед ней задачи. Однако в ряде случаев ситуацию можно исправить использованием резервных приборов, если они имеются, или модификацией алгоритма управления, который при определённых условиях будет выполнять поставленную задачу, возможно, с потерей точности управления. Такие нештатные ситуации необходимо прорабатывать заранее, чтобы быть готовым при их возникновении оперативно на них отреагировать — либо изменить алгоритм управления и ожидать, что система ориентации будет работать корректно при определённых условиях, либо сделать вывод о прекращении полезной работы системы ориентации космического аппарата (КА).

В настоящей работе представлены результаты исследования основных нештатных ситуаций, возникающих при отказе части исполнительных органов, выработаны рекомендации по управлению ориентацией спутника при нештатных ситуациях.

Задача рассматривается в приложении к исследованию управляемого движения спутника «Чибис-М», разработанного Федеральным государственным бюджетным учреждением науки Институтом космических исследований Российской академии наук и успешно запущенного 25 января 2012 г.

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

Иванов Даниил Сергеевич — младший научный сотрудник, e-mail: danilivanovs@gmail.com.

Ролдугин Дмитрий Сергеевич — младший научный сотрудник, e-mail: rolduginds@gmail.com.

Ткачёв Степан Сергеевич — научный сотрудник, кандидат физико-математических наук, e-mail: stevens_1@mail.ru.

Карпенко Станислав Олегович — технический директор, e-mail: s.o.karpenko@gmail.com.

1. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Спутник считается твёрдым телом и движется в центральном гравитационном и магнитном полях по круговой орбите. При отказе токовой катушки предполагается, что ток через эту катушку нулевой (т.е. дипольный момент этой катушки равен нулю). При отказе маховиков рассматриваются две ситуации: маховики имеют постоянный кинетический момент и частный случай — нулевой кинетический момент. В работе используются следующие системы координат (СК):

- $O_a Y_1 Y_2 Y_3$ — инерциальная система (ИСК), где O_a — центр масс Земли; ось $O_a Y_3$ направлена по оси вращения Земли; $O_a Y_1$ лежит в плоскости земного экватора и направлена в восходящий узел орбиты спутника; $O_a Y_2$ дополняет систему до правой;
- $Ox_1 x_2 x_3$ — связанная система (ССК); O — центр масс спутника, её оси совпадают с главными центральными осями инерции спутника;
- $OX_1 X_2 X_3$ — орбитальная система координат (ОСК); ось OX_1 лежит в плоскости орбиты и направлена по нормали к радиус-вектору в сторону движения спутника; ось OX_3 — по радиус-вектору центра масс спутника; OX_2 дополняет систему до правой;
- $OL_1 L_2 L_3$ — система, связанная с кинетическим моментом спутника; O — центр масс спутника; ось OL_3 направлена по вектору кинетического момента спутника; ось OL_2 — перпендикулярна OL_3 и лежит в плоскости, параллельной $O_a Y_1 Y_2$ и проходящей через O ; ось OL_1 дополняет систему до правой.

Переход между системами задаётся матрицами направляющих косинусов:

$$\begin{array}{ccccccc} & L_1 & L_2 & L_3 & x_1 & x_2 & x_3 & X_1 & X_2 & X_3 \\ Y_1 & q_{11} & q_{12} & q_{13} & L_1 & d_{11} & d_{12} & d_{13} & x_1 & a_{11} & a_{12} & a_{13} \\ Y_2 & q_{21} & q_{22} & q_{23} & L_2 & d_{21} & d_{22} & d_{23} & x_2 & a_{21} & a_{22} & a_{23} \\ Y_3 & q_{31} & q_{32} & q_{33} & L_3 & d_{31} & d_{32} & d_{33} & x_3 & a_{31} & a_{32} & a_{33} \end{array}$$

Для исследования движения около положения равновесия используются самолётные углы. В качестве уравнений движения принимаются динамические уравнения Эйлера

$$\frac{d\mathbf{L}}{dt} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{L} = \mathbf{M}, \quad (1)$$

которые дополняются кинематическими соотношениями Пуассона или Эйлера. Во многих задачах можно считать, что действующие на спутник моменты малы. Это позволяет использовать методы асимптотического анализа. В этом случае будем использовать переменные Белецкого-Черноуцкого [Белецкий, 1965].

В качестве моментов, действующих на аппарат, рассматриваются гравитационный, механический момент, обусловленный взаимодействием магнитного момента аппарата и геомагнитного поля, а также управляющий момент маховиков.

В качестве моделей геомагнитного поля используются *модель прямого диполя* (при численном моделировании) и *осреднённая модель* (аналитические исследования) [Белецкий, Хентов, 1985]. Для описания геомагнитного поля

удобно ввести систему $O_a Z_1 Z_2 Z_3$, полученную из системы $O_a Y_1 Y_2 Y_3$ поворотом на угол Θ [Белецкий, Новогребельский, 1973] вокруг оси $O_a Y_1$. Относительно этой системы будем задавать ориентацию вектора кинетического момента [Ovchinnikov et al., 2012].

Считается, что управление в нештатном режиме должно стабилизировать спутник в положении, когда ось Ox_3 спутника совпадает с осью Ox_3 орбитальной системы координат. Две другие оси связанной системы могут быть повернуты на некоторый постоянный угол относительно осей орбитальной системы.

В качестве законов управления используются “-Bdot” для токовых катушек [Stickler, Alfriend, 1976] и пропорционально-дифференциальный регулятор для маховиков [Wie, Barba, 1985]. Эти алгоритмы часто являются штатными для малых космических аппаратов и в режиме полёта возможно изменение только их параметров.

2. ОТКАЗ ОДНОЙ МАГНИТНОЙ КАТУШКИ

В статье [Ovchinnikov et al., 2012] показана работа магнитной системы ориентации в случае использования одной магнитной катушки. Согласно переменным Белецкого-Чернуосько, можно показать, что происходит демпфирование компоненты угловой скорости, перпендикулярной оси установки катушки. Таким образом, при использовании двух взаимно ортогональных магнитных катушек возможно полное демпфирование угловой скорости, однако с незначительной потерей в быстродействии. Таким образом, никаких мер противодействия нештатной ситуации принимать нет необходимости.

3. ОТКАЗ МАХОВИКА, РАСПОЛОЖЕННОГО ПО ОСИ Ox_3 СПУТНИКА

В случае отказа маховика, расположенного по оси Ox_3 спутника, штатный закон управления не всегда может обеспечить асимптотическую устойчивость указанного в разд. 1 положения равновесия. Связано это в первую очередь с тем, что маховики имеют существенные ограничения по управляющему и кинетическому моментам. Это накладывает ограничения на начальные условия, при которых можно использовать этот алгоритм. Рассмотрим стационарное движение $\alpha = \gamma = 0$, $\omega_1 = \omega_2 = 0$, в этом случае система уравнений примет вид

$$\begin{aligned} \dot{H}_1 + \omega_0 H_3 \cos\beta - \omega_3 H_2 &= -\omega_0 \omega_3 (J_3 - J_2) \cos\beta - J_1 \omega_0 \omega_3 \cos\beta, \\ \dot{H}_2 + \omega_3 H_1 - \omega_0 H_3 \sin\beta &= -\omega_0 \omega_3 (J_3 - J_2) \sin\beta + J_2 \omega_0 \omega_3 \sin\beta, \\ J_3 \dot{\omega}_3 + \omega_0^2 \sin\beta \cos\beta (J_2 - J_1) + \omega_0 (H_2 \sin\beta - H_1 \cos\beta) &= 0, \\ \dot{\beta} &= \omega_3. \end{aligned} \tag{1}$$

В результате анализа решения этой системы была получена оценка для начальной угловой скорости $\omega_{30} \leq 6\omega_0$, численное моделирование даёт слишком грубую оценку $\omega_{30} \leq 12\omega_0$, но в любом случае такое ограничение приемлемо, так как алгоритм магнитного демпфирования уменьшает угловую скорость до значения $2\omega_0$. Для иллюстрации проведём моделирование для $\omega_{30} \approx 12\omega_0$ и $\omega_{30} \approx 15\omega_0$ (рис. 1 и 2).

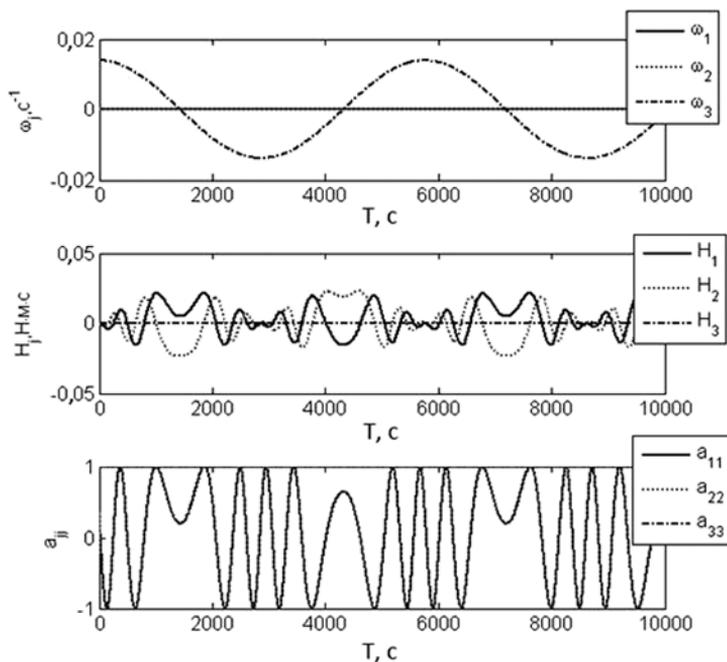


Рис. 1. Движение спутника в стационарном режиме при начальной угловой скорости $\omega_{30} \approx 12\omega_0$

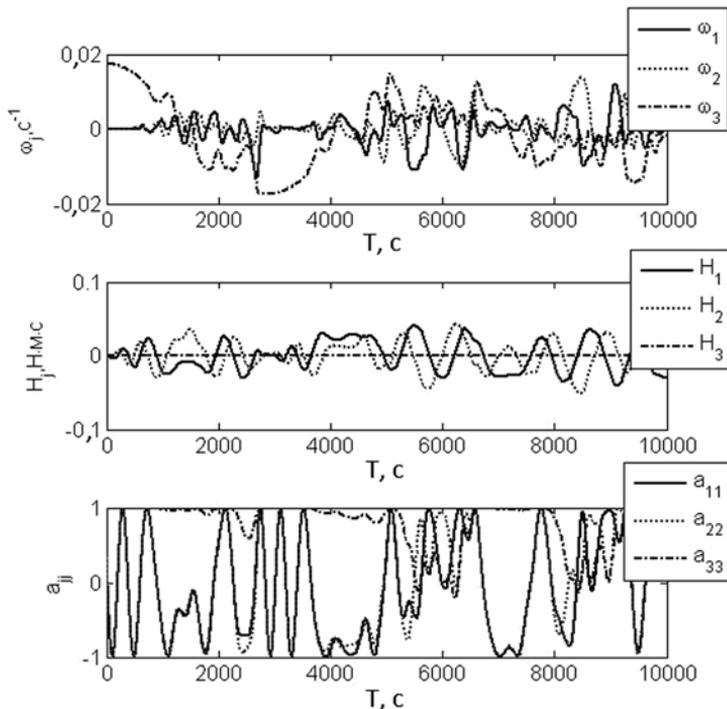


Рис. 2. Движение спутника в стационарном режиме при начальной угловой скорости $\omega_{30} \approx 15\omega_0$

Как видно, система при большем значении угловой скорости (см. рис. 2) выходит из режима одноосной ориентации. Следовательно, такое управление возможно. Его достоинством является то, что нет необходимости использовать гравитационную штангу и, как следствие, остаётся возможность ориентации на Солнце солнечными панелями с помощью маховиков. С другой стороны, накладываются достаточно жёсткие условия на накопленный кинетический момент маховиков (при значении угловой скорости $\omega_{30} \approx 2\omega_0$ эта величина не превышает $0,02 \text{ Н}\cdot\text{м}\cdot\text{с}$), что потребует довольно частой разгрузки. Альтернативой в такой ситуации может быть использование одного из маховиков (а может быть, обоих) в качестве тангажного.

4. ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ГРАВИТАЦИОННОЙ ШТАНГИ И МАГНИТНЫХ КАТУШЕК

Выдвижение гравитационной штанги обеспечивает соотношение между моментами инерции $B > A > C$, т.е. выполнение условий устойчивости орбитальной ориентации спутника (совпадение одноимённых осей орбитальной и связанной систем координат). Поэтому в случае отказа всех или даже части маховиков возможно использование гравитационной штанги для ориентации спутника. Тем не менее, из-за слабого гравитационного момента при помощи штанги можно удерживать только направление местной вертикали, вокруг которого спутник может вращаться при наличии возмущающих моментов, т.е. обеспечена одноосная, а не трёхосная гравитационная ориентация. Это обусловлено тем, что моменты инерции A и B близки, в результате третья компонента восстанавливающего момента оказывается на порядок меньше первой и второй. Тем не менее, ориентация третьей оси спутника по местной вертикали обеспечивает выполнение требований по ориентации полезной нагрузки.

Рассмотрим две проблемы, возникающие при использовании гравитационной штанги совместно с магнитной системой управления. Во-первых, необходимо определить предельное значение дипольного момента катушек, при котором не нарушается ориентация третьей оси аппарата по местной вертикали, то есть спутник не увлекается во вращение геомагнитным полем из-за взаимодействия с ним токовых катушек. Во-вторых, необходимо обеспечить однозначную ориентацию этой оси, при которой в поле зрения полезной нагрузки находится Земля.

Рассмотрим сначала движение спутника в гравитационном поле. Частное решение уравнения Эйлера — $\beta = \gamma = 0$, $\omega_1 = \omega_2 = 0$, при этом $\alpha \neq \text{const}$, $\omega_3 \neq \text{const}$. Уравнение плоских колебаний имеет вид

$$B \frac{d^2 \alpha}{dt^2} + 3\omega_0^2 (A - C) \sin \alpha \cdot \cos \alpha = 0. \quad (2)$$

Для уравнения (2) существует интеграл энергии [Белецкий, 1975]

$$J = \frac{1}{2} B \dot{\alpha}^2 + \frac{3}{2} \omega_0^2 (A - C) \sin^2 \alpha, \quad (3)$$

величина которого зависит от начальной скорости и начального отклонения от устойчивого для КА «Чиби́с-М» положения равновесия $\alpha = 0$. Интеграл (3) позволяет определить критическое значение начальных условий, при которых

аппарат будет вращаться в плоскости орбиты. Для этого при максимальном отклонении от положения равновесия $\alpha = 90^\circ$ угловая скорость должна быть равна нулю, поэтому при выполнении неравенства

$$\frac{1}{2} B \dot{\alpha}^2(0) + \frac{3}{2} \omega_0^2 (A - C) \sin^2 \alpha(0) > \frac{3}{2} \omega_0^2 (A - C)$$

происходит вращение спутника. Критическое значение угловой скорости задаётся выражением

$$|\dot{\alpha}(0)| = \sqrt{3\omega_0^2 \frac{(A-C)}{B}} |\cos \alpha(0)|. \quad (4)$$

Учитывая моменты инерции аппарата после выдвижения штанги, из (4) получаем, что $|\dot{\alpha}(0)| \approx 1,3\omega_0$, если начальное отклонение от положения равновесия равно нулю. В силу вида демпфирующего момента [Stickler, Alfriend, 1976] можно заключить, что применение магнитных катушек для демпфирования угловой скорости позволяет получить абсолютную скорость порядка двух орбитальных до выдвижения гравитационной штанги. При выдвижении штанги изменяются моменты инерции спутника, тогда как его кинетический момент остаётся постоянным. Это приводит к изменению его угловой скорости, кроме компоненты, направленной вдоль штанги. В случае плоского движения падение скорости пропорционально увеличению момента инерции, в результате критическая скорость становится достижимой, так как скорость сразу после выдвижения штанги может быть около $0,6\omega_0$.

Определим теперь максимальную величину дипольного магнитного момента катушек, при котором ориентация оси выдвижения штанги по местной вертикали ещё возможна. Рассмотрим движение на полярной орбите, но с учётом действия момента, возникающего при взаимодействии магнитных катушек с геомагнитным полем. При этом используется только катушка, расположенная вдоль оси выдвижения штанги, и с её помощью создаётся постоянный дипольный момент. В этом случае существует плоское движение, задаваемое уравнением

$$B \frac{d^2 \alpha}{dt^2} + 3\omega_0^2 (A - C) \sin \alpha \cdot \cos \alpha = k B_0 (\cos u \cdot \cos \alpha + 2 \sin u \cdot \sin \alpha). \quad (5)$$

Рассмотрим модельную задачу, позволяющую оценить влияние дипольного магнитного момента на возможность гравитационной ориентации. Упростим (5) так, чтобы усилить влияние момента, создаваемого при помощи магнитной системы. Для этого в правой части достаточно положить $\alpha = 90^\circ$, что приведёт к увеличению значения вынуждающей силы до максимально возможного. Фактически принимается, что в связанной системе координат вектор геомагнитной индукции всегда перпендикулярен вектору дипольного момента спутника. Рассмотрим, кроме того, колебания спутника в линейном приближении. В результате получаем уравнение

$$B \frac{d^2 \alpha}{dt^2} + 3\omega_0^2 (A - C) \alpha = 2k \sin u.$$

Решение этого уравнения складывается из общего решения однородного уравнения и частного решения неоднородного. Поскольку рассматриваются

колебания спутника около положения равновесия, общее решение однородного уравнения — колебания с амплитудой

$$\alpha_1 = \sqrt{\frac{\dot{\alpha}^2(0)}{\lambda} + \alpha^2(0)},$$

где $\lambda = 3 \frac{A-C}{B} \omega_0^2$. Вынужденное решение — колебания с амплитудой

$$\alpha_2 = \frac{2kB_0}{B\omega_0^2}.$$

Отклонение спутника от положения $\alpha = 0$ не превышает $\alpha_{\max} = \alpha_1 + \alpha_2$. Для реализации колебательного режима движения достаточно выполнения условия $\alpha_{\max} < 90^\circ$. Это задаёт связь между начальными данными (скорость и отклонение) и величиной дипольного магнитного момента, при которых спутник не переходит в режим вращательных движений. Приведём линии уровня начального отклонения спутника от положения $\alpha = 0$, при которых реализуется вращательный режим, в зависимости от начальной скорости и величины дипольного магнитного момента катушек.

Из данных рис. 3 видно, что при дипольном моменте, превышающем $0,35 \text{ А}\cdot\text{м}^2$, колебательный режим не реализуем с учётом ограничений на минимально возможную начальную скорость после выдвигания штанги. Вообще, исходя из рис. 3, можно найти компромисс между достижимостью требуемого режима движения аппарата и величиной дипольного момента катушек. Поскольку на аппарат действуют различные возмущения, такие как аэродинамический момент, момент сил светового давления, момент, создаваемый токами в электрической схеме аппарата, угловая скорость, обеспечиваемая работой магнитной системы ориентации, будет выше теоретически достижимой.

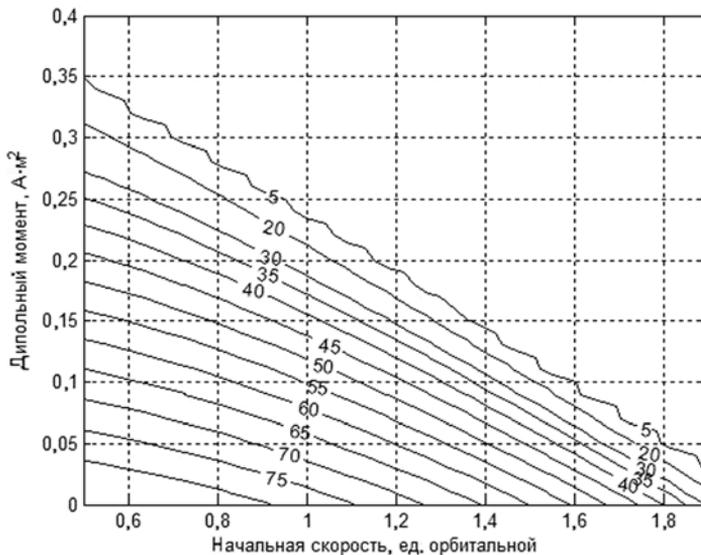


Рис. 3. Величина начального отклонения (указана в градусах на изолиниях), при которой реализуется вращательный режим движения

Поэтому желательно выбирать дипольный момент катушек в пределах $0,1 \text{ А}\cdot\text{м}^2$. Заметим также, что при значениях дипольного момента, больших $0,5 \text{ А}\cdot\text{м}^2$, механический момент, создаваемый при помощи катушек, превалирует над гравитационным.

Представленный на рис. 3 результат получен при решении модельной задачи. Численное моделирование трёхмерного движения спутника показывает, что граница, разделяющая колебательный и вращательный режимы движения, задаётся (см. рис. 3) с точностью до десяти градусов для начального угла отклонения.

Рассмотрим теперь проблему попадания в колебательный режим около требуемого положения равновесия. Обычная стратегия управления при выдвигании штанги — использование других исполнительных элементов для приведения спутника в положение, близкое к требуемому, и выдвигание штанги. В рассматриваемом случае для этого могут использоваться только магнитные катушки, так как маховики считаются вышедшими из строя. Согласно рис. 3, отклонение третьей оси спутника от местной вертикали в момент выдвигания штанги при величине дипольного момента катушек $0,1 \text{ А}\cdot\text{м}^2$ не должно превышать 65° . При возмущениях, действующих на спутник, отклонение должно быть меньше. Для этого могли бы использоваться катушки, реализующие одновременно алгоритм демпфирования “-Bdot”, и постоянный магнит, направленный по третьей оси аппарата. В этом случае спутник будет отслеживать третьей осью направление локального вектора геомагнитной индукции. В момент наименьшего расхождения между вектором геомагнитной индукции и местной вертикалью выпускается штанга. Для орбиты спутника «Чибис-М» это отклонение составляет около 20° , что позволило бы надеяться на реализацию однозначной ориентации. Но в контуре управления не предусмотрена одновременная реализация постоянного и демпфирующего дипольного момента катушек, а также нет возможности выдвигания штанги по показаниям датчиков ориентации. В результате при выдвигании штанги спутник может оказаться развёрнутым в другую сторону. Однако выше было показано, что при дипольном моменте катушек, превышающем $0,4 \text{ А}\cdot\text{м}^2$, гравитационная ориентация не сохраняется. Поэтому в случае попадания спутника в режим колебательного движения около неправильной ориентации он может быть переведён во вращательный режим с увеличением дипольного магнитного момента катушек, после чего при уменьшении дипольного момента он снова попадёт в режим колебательного движения.

5. ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ГРАВИТАЦИОННОЙ ШТАНГИ, МАГНИТНЫХ КАТУШЕК И ТАНГАЖНОГО МАХОВИКА

В случае работы хотя бы одного маховика, расположенного перпендикулярно третьей оси спутника, он может использоваться в качестве тангажного для удержания направления, перпендикулярного плоскости орбиты. Предположим, что используется маховик, расположенный на оси Ox_2 . В этом случае он обеспечивает совпадение вторых осей орбитальной и связанной осей координат и, следовательно, трёхосную ориентацию. Если работает маховик, расположенный на оси Ox_1 , по нормали к плоскости орбиты, ориентируется

эта ось. Если работают оба маховика, то соотношением их кинетических моментов спутник можно повернуть вокруг местной вертикали на любой угол. Эти два случая аналогичны первому.

Применение маховика обеспечивает устойчивое положение равновесия $\beta = \gamma = 0$ [Сарычев, 1978], а использование алгоритма демпфирования — асимптотическую устойчивость этого положения, гася колебания оси вращения маховика. Для стабилизации в плоскости орбиты применяется гравитационная штанга. При этом все рассуждения, приведённые в разд. 4 относительно максимальной величины дипольного момента катушек и обеспечения однозначной ориентации, сохраняются. Однако, поскольку на КА «Чибис-М» на самом деле используются реактивные маховики, переворот спутника при неправильной ориентации можно осуществить при помощи маховика, а не катушек.

Определим влияние магнитной системы ориентации на установившееся движение спутника, когда его угловая скорость мала, а оси системы $Ox_1x_2x_3$ практически совпадают с осями системы $OX_1X_2X_3$. Будем считать, что на спутник действуют гравитационный и магнитный моменты. Гравитационный момент делает устойчивой орбитальную ориентацию спутника. Достаточные условия устойчивости имеют вид [Сарычев, 1978]

$$A - C > 0, \quad \omega_0(B - A) + h > 0, \quad 4\omega_0(B - C) + h > 0,$$

где h — кинетический момент маховика. Условие $A - C > 0$ обеспечивает устойчивость по углу тангажа (в плоскости орбиты) и выполняется благодаря гравитационной штанге. Устойчивость по рысканию и крену обеспечивается маховиком благодаря величине его кинетического момента. Магнитная система ориентации (МСО) реализует дипольный магнитный момент

$$\mathbf{m} = -k \frac{d\mathbf{B}}{dt}.$$

Рассмотрим, как влияет на гравитационную ориентацию спутника, оснащённого тангажным маховиком, введение момента $\mathbf{M} = \mathbf{m} \times \mathbf{B}$. Будем считать, что его влияние мало по сравнению с влиянием гравитационного момента. Запишем систему уравнений Эйлера, введя дифференцирование по аргументу широты,

$$\left\{ \begin{aligned} \frac{d\Omega_1}{du} &= h_A \Omega_3 + \theta_A (\Omega_2 \Omega_3 - 3a_{32} a_{33}) + \frac{1}{A\omega_0^2} M_{1x}, \\ \frac{d\Omega_2}{du} &= \theta_B (\Omega_1 \Omega_3 - 3a_{31} a_{33}) + \frac{1}{B\omega_0^2} M_{2x}, \\ \frac{d\Omega_3}{du} &= -h_C \Omega_1 + \theta_C (\Omega_1 \Omega_2 - 3a_{31} a_{32}) + \frac{1}{C\omega_0^2} M_{3x}, \\ \frac{d\alpha}{du} &= \frac{1}{\cos \gamma} (\Omega_1 \sin \beta + \Omega_2 \cos \beta) - 1, \\ \frac{d\beta}{du} &= \Omega_3 + \operatorname{tg} \gamma (\Omega_1 \sin \beta + \Omega_2 \cos \beta), \\ \frac{d\gamma}{du} &= \Omega_1 \cos \beta - \Omega_2 \sin \beta, \end{aligned} \right. \quad (6)$$

где $h_A = \frac{h}{A\omega_0}$, $h_C = \frac{h}{C\omega_0}$, $\theta_A = \frac{B-C}{A}$, $\theta_B = \frac{C-A}{B}$, $\theta_C = \frac{A-B}{C}$, $\Omega_i = \frac{\omega_i}{\omega_0}$ ($i = 1, 2, 3$).

Система (6) при отсутствии магнитного момента допускает стационарное решение $\alpha = \beta = \gamma = 0$, $\Omega_1 = \Omega_3 = 0$, $\Omega_2 = 1$. Будем искать решения, рождающиеся из него при действии слабого магнитного момента, при помощи метода Пуанкаре [Моисеев, 1969]. Представим уравнения движения (6) в виде

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}) + \varepsilon \mathbf{g}(\mathbf{x}),$$

где $\mathbf{x} = (\Omega_1, \Omega_2, \Omega_3, \alpha, \beta, \gamma)$, $\varepsilon = \frac{kB_0^2}{B\omega_0}$ (для КА «Чибис-М» с раскрытой штангой и дипольным моментом катушек $0,1 \text{ А}\cdot\text{м}^2$ $\varepsilon \approx 0,16$). Решение ищем в виде

$$\mathbf{x} = \mathbf{x}_0 + \varepsilon \mathbf{x}_1 + O(\varepsilon^2),$$

где $\mathbf{x}_0 = (0, 1, 0, 0, 0, 0)$ — стационарное решение; $\mathbf{x}_1 = (w_1, w_2, w_3, \alpha_1, \beta_1, \gamma_1)$.

Тогда

$$\frac{d\mathbf{x}_0}{du} + \varepsilon \frac{d\mathbf{x}_1}{du} = \mathbf{f}(\mathbf{x}_0) + \varepsilon (\mathbf{F}(\mathbf{x}_0)\mathbf{x}_1 + \mathbf{g}(\mathbf{x}_0)) + O(\varepsilon^2),$$

где $F_{ij} = \frac{\partial f_i}{\partial x_j}$ и $\mathbf{F}(\mathbf{x}_0) = \begin{pmatrix} 0 & 0 & \theta_A + h_A & 0 & 0 & -3\theta_A \\ 0 & 0 & 0 & 3\theta_B & 0 & 0 \\ \theta_C - h_C & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 1 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 \end{pmatrix}$.

Определим $\mathbf{g}(\mathbf{x}_0)$. Производная вектора геомагнитной индукции в системе $Ox_1x_2x_3$ определяется из соотношения

$$\frac{d\mathbf{B}_x}{dt} = \mathbf{A}^T \frac{d\mathbf{B}_X}{dt} - \boldsymbol{\omega}_{\text{отн}} \times \mathbf{B}_x,$$

где $\boldsymbol{\omega}_{\text{отн}}$ — относительная угловая скорость спутника в системе $Ox_1x_2x_3$. Заметим, что стационарное решение \mathbf{x}_0 соответствует нулевой относительной скорости систем $Ox_1x_2x_3$ и $OX_1X_2X_3$ и их совпадению, т.е. $\boldsymbol{\omega}_{\text{отн}} = 0$, $\mathbf{A} = \mathbf{E}$ и $\frac{d\mathbf{B}_x}{dt} = \frac{d\mathbf{B}_X}{dt}$.

Используем модель прямого диполя, согласно которой вектор геомагнитной индукции в системе $OX_1X_2X_3$ имеет вид

$$\mathbf{B} = B_0(\sin i \cdot \cos u, \cos i, -2 \sin i \cdot \sin u)^T.$$

Тогда

$$\mathbf{g}(\mathbf{x}_0) = \sin i \cdot \cos i \left(-2 \frac{B}{A} \cos u, 2 \operatorname{tg} i, \frac{B}{C} \sin u, 0, 0, 0 \right)^T.$$

Для определения x_1 получаем систему

$$\begin{cases} \frac{dw_1}{du} = (\theta_A + h_A)w_3 - 3\theta_A\gamma_1 - 2\frac{B}{A}\sin i \cdot \cos i \cdot \cos u, \\ \frac{dw_2}{du} = 3\theta_B\alpha_1 + 2\sin i \cos i \operatorname{tg} i, \\ \frac{dw_3}{du} = (\theta_C - h_C)w_1 + \frac{B}{C}\sin i \cdot \cos i \cdot \sin u, \\ \frac{d\alpha_1}{du} = w_2, \quad \frac{d\beta_1}{du} = \gamma_1 + w_3, \quad \frac{d\gamma_1}{du} = w_1 - \beta_1. \end{cases} \quad (7)$$

Уравнения для α_1 и w_2 раздельны. Общее решение для α_1 и w_2 представляет собой колебания около стационарного решения. Большой интерес, однако, представляет вынужденное решение, показывающее влияние МСО на стационарное решение. Будем искать частное решение системы (7). Для α_1 имеем

$$\alpha_1 = -\frac{2\sin^2 i}{3\theta_B},$$

т. е. МСО приводит к постоянному отклонению по углу тангажа. Для углов β_1, γ_1 и угловых скоростей получаем

$$\beta_1 = \sin i \cdot \cos i \left(-2\frac{B}{A}(1 + \theta_C - h_C) + \frac{B}{C}(-1 + 4\theta_A + h_A) \right) \sin u,$$

$$\gamma_1 = \sin i \cdot \cos i \left(\frac{B}{C}(1 - \theta_A - h_A) - 2\frac{B}{A}(-1 - \theta_C + h_C) \right) \cos u,$$

$$w_1 = \sin i \cdot \cos i \left(-4\frac{B}{A}(1 + \theta_C - h_C) + \frac{B}{C}(5\theta_A + 2h_A - 2) \right) \sin u,$$

$$w_2 = 0,$$

$$w_3 = \sin i \cdot \cos i \left(-4\frac{B}{A}(1 + \theta_C - h_C) + \frac{B}{C}(5\theta_A + 2h_A - 2) \right) \cos u.$$

Таким образом, найдено отклонение от стационарного решения, вызванное влиянием МСО. Величина этого отклонения для КА «Чиби́с-М» с дипольным моментом $0,1 \text{ А} \cdot \text{м}^2$ составляет 6° . Взаимосвязь отклонения и величины дипольного момента задаётся выражением

$$\alpha_1 = \frac{2}{3}\sin^2 i \frac{B_0}{\omega_0^2(C - A)} k. \quad (8)$$

Простая линейная зависимость (8) позволяет найти компромисс между точностью и быстродействием системы ориентации. Эта формула может использоваться, если для ориентации аппарата применяется только гравитационная штанга и магнитная система, так как тангажный маховик влияет только на систему для определения $\beta_1, \gamma_1, w_1, w_3$.

По углам рыскания и крена наблюдаются малые колебания с орбитальной частотой. В рассматриваемом случае маховика с большим кинетическим моментом резонанса не возникает.

6. ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ГРАВИТАЦИОННОЙ ШТАНГИ, МАГНИТНЫХ КАТУШЕК И МАХОВИКА, ОСЬ КОТОРОГО РАСПОЛОЖЕНА ПО ТРЕТЬЕЙ ОСИ СПУТНИКА

Как было показано в разд. 4, ось Ox_3 спутника можно стабилизировать в орбитальной системе координат. В случае, когда маховик по этой оси функционирует, возможен поворот спутника вокруг этой оси с помощью маховика. При этом необходимо парировать гироскопический момент, возникающий в плоскости, перпендикулярной оси Ox_3 . Его величина имеет порядок $\omega_0 H_3 \leq \omega_0 H_{\max} \approx 7,92 \cdot 10^{-5}$ Н·м. По этой причине необходимо избегать больших значений кинетического момента маховика.

Уравнения управляемого одноосного вращения записываются в виде $J_3 \dot{\omega}_3 + k_\omega \omega_3 + 2k_a \sin \gamma = 0$.

Очевидно, что при $k_\omega > 0$ и $k_a > 0$ гарантируется асимптотическая устойчивость (доказательство можно провести аналогично тому, как это сделано в работе [Овчинников, Ткачёв, 2010]).

Этот режим рекомендуется использовать только в том случае, когда принципиально необходима трёхосная орбитальная стабилизация, потому что в этом случае кроме активного маховичного управления требуется регулярная разгрузка.

7. БЛОК-СХЕМА ПЕРЕКЛЮЧЕНИЯ МЕЖДУ АЛГОРИТМАМИ В СЛУЧАЕ ОТКАЗОВ

В результате анализа нештатных ситуаций и способов их парирования были построены блок-схемы, позволяющие определить комбинацию алгоритмов для использования в том или ином случае.

На рис. 4 приведена общая блок-схема отказов маховиков при работающих катушках.

Здесь под стратегиями понимается следующие связки алгоритмов.

Стратегия 1. Использование одного из маховиков в качестве тангажного, токовые катушки применяются для демпфирования угловой скорости, а также выдвигается гравитационная штанга.

Стратегия 2. Токовые катушки применяются для демпфирования угловой скорости, маховики реализуют штатный пропорционально-дифференциальный регулятор.

Стратегия 3. Токовые катушки применяются для демпфирования угловой скорости, выпускается штанга, маховик используется для поворота спутника вокруг вектора местной вертикали.

Стратегия 4. Катушки применяются для демпфирования угловой скорости, выпускается штанга. При этом спутник обладает только одноосной ориентацией.

На рис. 5 показана ещё одна стратегия, где представлены блок-схемы отказов токовых катушек (стратегия 5).

Стратегия 5. Функционирующая токовая катушка применяется для демпфирования двух компонент угловой скорости, выпускается штанга, а маховик используется для разворота спутника в нужном направлении вдоль вертикали.

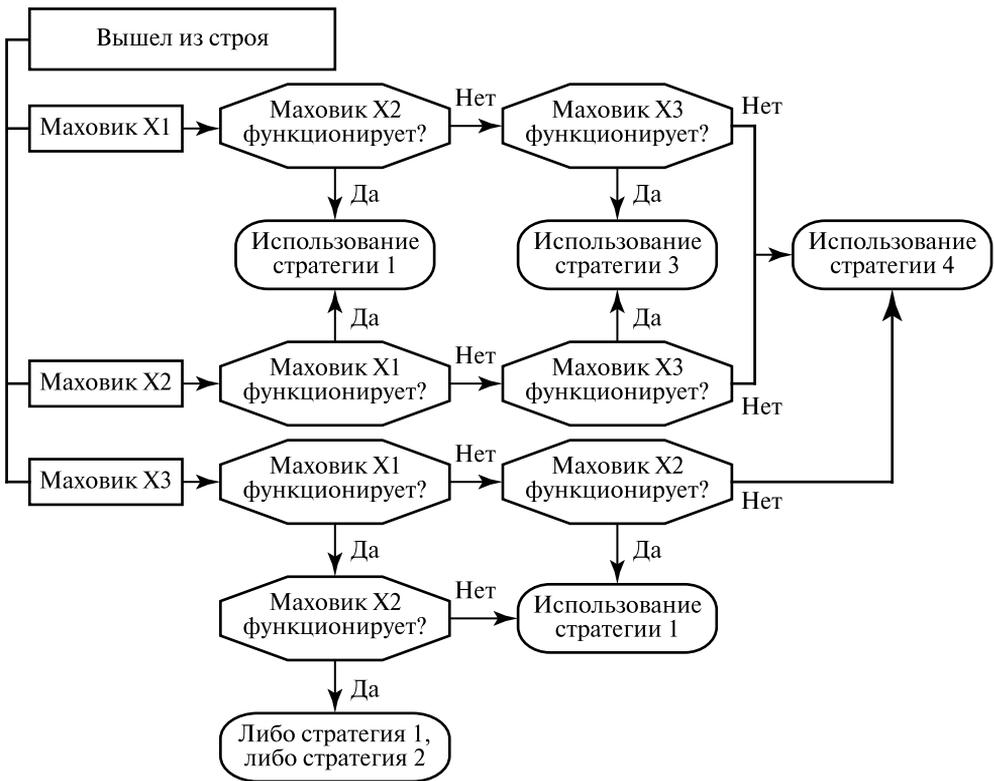


Рис. 4. Схема отказов маховиков (применима при условии функционирования двух и более катушек)

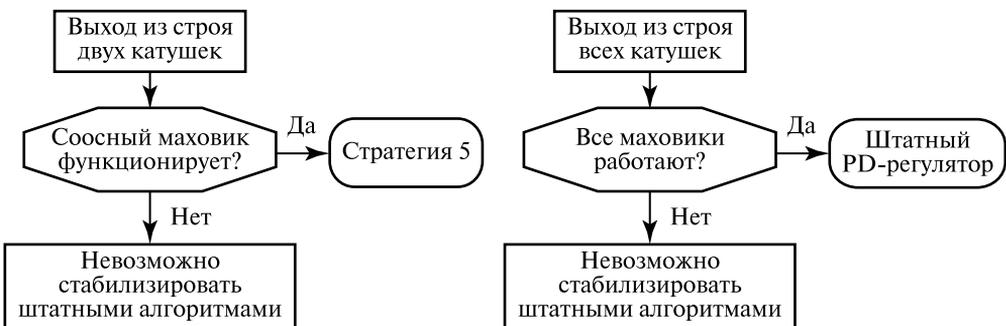


Рис. 5. Отказ двух и более катушек

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе проведено исследование нештатных режимов системы управления ориентацией. Разработаны рекомендации по стабилизации углового движения спутника для основных вариантов отказов, а также по использованию гравитационной штанги. Приведена блок-схема отказов исполнительных элементов системы ориентации.

Работа выполнена при поддержке ООО «СПУТНИКС» (договор № 1226/11-1), РФФИ (проекты № 12-01-33045, 13-01-00665) и Минобрнауки (гранты № 14.132.21.1588 и 8182).

ЛИТЕРАТУРА

- [Белецкий, 1965] *Белецкий В. В.* Движение искусственного спутника Земли относительно центра масс. М.: Наука, 1965.
- [Белецкий, Хентов, 1985] *Белецкий В. В., Хентов А.* Вращательное движение намагниченного спутника. М.: Наука, 1985.
- [Белецкий, Новогребельский, 1973] *Белецкий В. В., Новогребельский А. Б.* Существование устойчивых относительных равновесий искусственного спутника в модельном магнитном поле // *Астрономический журнал*. 1973. Т. 50. № 2. С. 327–335.
- [Белецкий, 1975] *Белецкий В. В.* Движение спутника относительно центра масс в гравитационном поле. М.: Изд-во Московского университета, 1975.
- [Моисеев, 1969] *Моисеев Н. Н.* Асимптотические методы нелинейной механики. М.: Наука, 1969.
- [Овчинников, Ткачёв, 2010] *Овчинников М. Ю., Ткачёв С. С.* Исследование алгоритма трёхосной маховичной системы ориентации: Препринт ИПМ им. М. В. Келдыша РАН. № 28. М.: ИПМ, 2010. С. 32.
- [Сарычев, 1978] *Сарычев В. А.* Вопросы ориентации искусственных спутников. Итоги науки и техники. Сер. «Исследование космического пространства». М.: ВИНТИ, 1978. Т. 11. 221 с.
- [Ovchinnikov et al., 2012] *Ovchinnikov M. Y., Roldugin D. S., Penkov V. I.* Asymptotic study of a complete magnetic attitude control cycle providing a single-axis orientation // *Acta Astronautica*. 2012. V. 77. P. 48–60.
- [Stickler, Alfriend, 1976] *Stickler A. C., Alfriend K. T.* Elementary Magnetic Attitude Control System // *J. Spacecraft and Rockets*. 1976. V. 13. N. 5. P. 282–287.
- [Wie, Barba, 1985] *Wie B., Barba P. M.* Quaternion feedback for spacecraft large angle maneuvers // *J. Guidance Control, and Dynamics*. 1985. V. 8. N. 3. P. 360–365.

CHIBIS-M ATTITUDE CONTROL SYSTEM FAILURE CONDITIONS AND RESPONSE INVESTIGATION

M. Yu. Ovchinnikov¹, D. S. Ivanov¹, D. S. Roldugin¹, S. S. Tkachev¹, S. O. Karpenko²

¹ Keldysh Institute of Applied Mathematics of Russian Academy of Sciences, Moscow

² SPUTNIX, Moscow

Attitude control system failure conditions are investigated. Possible response activities are considered for most probable and important failures. Attitude dynamics is studied, possibility of necessary attitude is proven. Suggestion for the gravity boom deployment presented. Flowchart of possible failures and response strategies is proposed.

Keywords: attitude control system, gravity boom, flywheel, magnetorquer, failure.

Ovchinnikov Mikhail Yur'evich — head of division, doctor of science, professor, e-mail: ovchinni@keldysh.ru.

Ivanov Danil Sergeevich — junior researcher, e-mail: danilivanovs@gmail.com.

Roldugin Dmitry Sergeevich — junior researcher, e-mail: rolduginds@gmail.com.

Tkachev Stepan Sergeevich — researcher, PhD, e-mail: stevens_1@mail.ru.

Karpenko Stanislav Olegovich — technical director, e-mail: s.o.karpenko@gmail.com.

АВТОНОМНАЯ СИСТЕМА ОРИЕНТАЦИИ НА ПРИНЦИПАХ ИЗМЕРЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ АНИЗОТРОПИИ ПРОСТРАНСТВА

В. О. Гладышев, В. Л. Кауц, П. С. Тиунов

Московский государственный технический университет (МГТУ) им. Н.Э. Баумана

В работе обсуждается возможность использования эффектов электродинамики движущихся сред для измерения анизотропии пространства с целью построения автономной системы ориентации. Такая возможность появляется по нескольким причинам. Во-первых, экспериментально открыта анизотропия реликтового электромагнитного излучения, которое можно рассматривать в качестве глобального навигационного поля. Во-вторых, данное поле позволяет использовать его для калибровки системы ориентации нового поколения. В-третьих, в основу принципа работы системы ориентации может быть положен эффект локальной зависимости вектора скорости электромагнитного излучения в движущейся среде от ориентации в анизотропном пространстве

Ключевые слова: дисперсионное уравнение, система ориентации, навигационные параметры, анизотропия пространства, интерферометр, движущаяся среда, фазовая скорость, лазерное излучение.

Фундаментальные исследования свойств пространственно-временного континуума и свойств элементарных частиц несут в себе потенциальную возможность создания информационных систем нового поколения [Гладышев и др., 2006; Челноков, 2010]. В области изучения свойств четырёхмерного пространства наиболее реальным кандидатом на использование в системах навигации считается обнаружение явления нарушения инвариантности, другими словами, возникновение анизотропии наблюдаемых свойств окружающего пространства.

Математический анализ задач описания оптических устройств, в которых невозможно найти единую инерциальную систему отсчёта для всех элементов измерительного тракта, включая среду распространения электромагнитного излучения, приводит к выводу о частичном нарушении инвариантных свойств решений уравнений электродинамики движущихся сред. Предварительный анализ ядра интегрального уравнения, построенного на решении дисперсионного уравнения, показывает, что распространение электромагнитного излучения зависит от ориентации трёхмерного поля скоростей среды в пространстве.

В частности, результат расчёта времени распространения электромагнитного излучения от источника к приёмнику при наличии движущейся среды, например, атмосферы, становится зависящим от ориентации измерительного канала в пространстве. Такая зависимость имеет вид пространственной анизотропии.

Гладышев Владимир Олегович — руководитель Научно-учебного комплекса «Фундаментальные науки», доктор физико-математических наук, e-mail: vgladyshev@mail.ru.

Кауц Владимир Леонидович — доцент кафедры «Физика», кандидат физико-математических наук, e-mail: kauts@asc.rssi.ru.

Тиунов Павел Сергеевич — аспирант, e-mail: pavel.tiunov@gmail.com.

Данный эффект достаточно мал, но, вместе с тем, существование указанного явления открывает принципиальную возможность создания систем ориентации и позиционирования в пространстве на основе локального измерения направления анизотропии пространства вдоль трассы следования пользователя (беспилотного летательного аппарата, космического аппарата и т. п.).

Рассмотрим процесс распространения лазерного излучения в интерферометре с движущейся средой в приближении геометрической оптики. Оптическая разность хода лучей, прошедших движущийся оптический элемент в противоположных направлениях, в общем случае равна

$$\Delta = \frac{1}{2\pi} \left\{ \int_0^{\tau} (\omega_2(t) - \omega_1(t)) dt + \frac{1}{c} \left[\int_0^{S_1} \omega_1(S) n_1(S) dS - \int_0^{S_2} \omega_2(S) n_2(S) dS \right] \right\}.$$

Здесь τ — текущий момент времени наблюдения интерференционной картины; c — скорость света в вакууме; ω_i , S_i , n_i — круговая циклическая частота, геометрический путь и показатель преломления среды для i -го луча; $i = 1, 2$. Зависимость частоты электромагнитной волны от времени и геометрического пути возникает при наличии нормальных компонент скоростей движущихся оптических элементов, с которыми взаимодействует электромагнитная волна при распространении в интерферометре.

В работе предложено ввести в интерферометр вращающийся оптический диск, что означает отсутствие нормальной проекции скорости границы раздела сред. Однако существует тангенциальный разрыв скорости на каждой плоской поверхности диска и пространственное распределение поля скоростей среды вдоль траектории распространения волнового вектора, что приводит к интегральным выражениям для траектории волнового вектора, разности хода лучей и т. д. вследствие искривления траектории световых лучей.

Теоретическое описание интерферометра состоит в последовательном применении координатного решения дисперсионного уравнения на каждой границе раздела сред и соответствующих граничных условий. Модель также включает кинематические уравнения, описывающие 4 координаты моментов пересечений световых лучей с движущимися границами раздела сред с учётом дисперсии в среде. Нелинейный вид интегральных уравнений для расчёта фазовой скорости вдоль траектории волнового вектора в движущейся среде, а также возможность почти произвольного выбора дисперсионной кривой благодаря широкому спектру оптически прозрачных материалов позволяют предположить, что вероятность компенсации электродинамических и кинематических эффектов, связанных с движением в пространстве, достаточно мала. Это обстоятельство создаёт предпосылки для поиска наиболее эффективных путей измерения анизотропии фазовой скорости электромагнитного излучения в движущейся среде.

Таким образом, основанием для создания нового поколения систем измерения навигационных параметров в пространстве служат открытия, сделанные в последние три десятилетия в России и за рубежом: разработка современного аппарата электродинамики движущихся сред; открытие анизотропии реликтового микроволнового излучения; разработка экспериментальных схем измерения ориентации в анизотропном пространстве.

Даная область исследований относится к современной оптике движущихся сред, эффекты которой, кроме эффекта Доплера, мало изучены и, вместе с тем, могут оказывать существенное влияние в области практической локации в движущейся среде и синхронной регистрации сигналов в спутниковой сети ГЛОНАСС [Гладышев и др., 2012; Gladyshev et al., 2011].

Накопленный опыт качественно подтверждает возможность создания систем определения пространственно-временных координат, скорости движения и ориентации в пространстве на основе измерения направления анизотропии пространства вдоль трассы космического аппарата. К настоящему времени разработаны интерферометры с движущимися оптическими элементами, построенные по кольцевой схеме и обладающие разностными компенсирующими свойствами, которые могут быть положены в основу системы определения пространственно-временных координат и ориентации в пространстве нового поколения.

Открытие анизотропии реликтового электромагнитного излучения позволяет использовать дипольную составляющую анизотропии в качестве калибровки при создании систем точного позиционирования и ориентации на основе измерения пространства анизотропии электромагнитного излучения в движущихся средах. Потенциальная точность решения задач точного позиционирования и ориентации может быть достаточно высокой, и, что немало важно, не зависит от времени, т. е. не содержит дрейфовой составляющей.

Предварительные экспериментальные исследования подтверждают принципиальную техническую возможность регистрации пространственной анизотропии при помощи лазерного интерферометра.

Принцип работы заключается в том, что излучение лазера проходит через движущийся (вращающийся) оптический элемент, в результате чего происходит сдвиг интерференционной картины. Вследствие того, что невозможно найти систему отсчёта, в которой все элементы интерферометра покоятся, появляется зависимость наблюдаемого положения интерференционной картины от ориентации волнового вектора электромагнитного излучения в среде и ориентации поля скоростей среды в пространстве.

Оптическая схема лазерного интерферометра. Луч от лазера делится светоделителем на два луча, которые распространяются через вращающийся оптический диск в противоположных направлениях. Вследствие вращения диска один из лучей получает положительный сдвиг фазы, другой — отрицательный.

В результате, при повороте интерферометра в пространстве изменяется трёхмерная ориентация вращающегося элемента и, как следствие, изменяется измеряемый сигнал. Компьютерная модель подобного интерферометра приведена на рисунке.

При первоначальном включении системы необходимо произвести трёхмерное сканирование пространства для того, чтобы получить карту анизотропии. Это осуществляется поворотом интерферометра в горизонтальной и вертикальной плоскостях. Карта заносится в память компьютера. В рабочем режиме при определении ориентации снимают показания интерферометра при трёх пространственных положениях относительно объекта управления, затем обрабатывают сигналы и получают проекции вектора скорости движения в пространстве и углы ориентации объекта в трёхмерном пространстве в заданный момент времени.

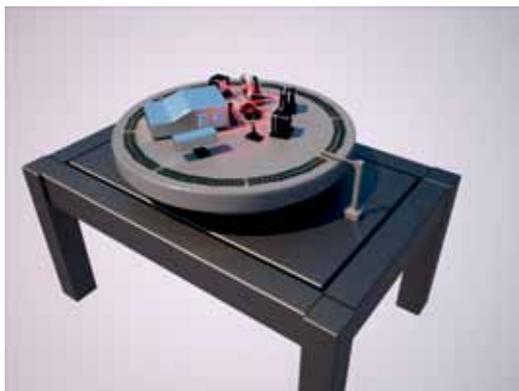
В настоящее время создан экспериментальный макет системы измерения навигационных параметров. Интерферометр находится в термостабилизированном кожухе на оптическом столе с системой виброизоляции. На базе данного интерферометра проводится эксперимент по поиску анизотропии скоростей электромагнитного излучения в пространстве под названием SADE [Гладышев и др., 2011]. Результаты предварительных экспериментов подтверждают линейную зависимость сдвига интерференционных полос от скорости движения среды в пределах до 29,6 м/с. Достигнутая в экспериментах точность позволяет зарегистрировать угловые вариации $\delta\Delta = 3 \cdot 10^{-5}$ в положении интерференционных полос при фиксированной скорости вращения оптического диска. Найдены схемные решения, которые должны обеспечить, с одной стороны, высокую чувствительность к изменению анизотропии скорости движения в пространстве, и с другой, высокую помехозащищённость и надёжность длительной работы.

Необходимость определения навигационных параметров в реальном режиме времени создаёт значительные трудности в связи с большим потоком экспериментальных данных, которые должны пройти обработку. В частности, смещение полос должно быть выделено из временной зависимости напряжения на фотодетекторе. Эта проблема была решена путём использования метода обработки на основе известной аналитической формы временного сигнала и метода восстановления параметров сигнала при помощи разложения Якоби-Энджера.

В перспективной системе ориентации возможно изготовление трёх интерферометров, расположенных в трёх взаимно перпендикулярных плоскостях, так что в процессе движения не будет необходимости осуществлять поворот прибора относительно движущегося объекта.

Особенностью данной системы ориентации является то, что направление анизотропии, которое позволяет определять интерферометр, привязано к звёздной карте неба и практически не дрейфует во времени.

Кроме того, в любой момент времени можно осуществить калибровку системы (сканирование пространства) и привязку к записанной карте анизотропии реликтового излучения.



Компьютерная эмуляция макета интерферометра. Излучение проходит через вращающийся оптический диск. Интерферометр расположен на вращающемся основании

Система может быть интегрирована в существующие системы навигации, например, в систему на базе лазерных гироскопов.

Возможно такое схемное решение, которое позволит на базе существующей системы определения навигационных параметров получать независимое измерение ориентации и скорости движения в дополнение к имеющемуся методу. Данный подход позволит уменьшить влияние дрейфа сигнала, а, следовательно, приведёт к увеличению длительности стабильной работы систем ориентации.

ЛИТЕРАТУРА

- [Гладышев и др., 2006] *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., 2011] *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 // Вестник МГТУ. Сер. «Естественные науки». Спец. 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 // Журнал технической физики. 2012. Т. 82. № 11. С. 54–63.
- [Челноков, 2010] *Челноков М. Б.* О спине фундаментальных частиц // Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана. Серия «Естественные науки». 2010. Т. 38(3). С. 22–34.
- [Gladyshev et al., 2011] *Gladyshev V. O., Gladysheva T. M., Dashko M., Trofimov N., Sharandina Ye. A.* The first results of the 3-D experiment for investigating a dependence of spatial light dragging in a rotating medium on speed of rotation // Proc. International Meeting: Physical Interpretation of Relativity Theory: Imperial College, London, 8–11 September 2006. М.: BMSTU. 2011. P. 189–194.

AUTONOMIC ORIENTATION SYSTEM ON THE PRINCIPLES OF SPACE ANISOTROPY MEASUREMENTS

V. O. Gladyshev, V. L. Kauts, P. S. Tiunov

Bauman Moscow State Technical University

In the paper the possibility of using the effects of the electrodynamics of moving media to measure the anisotropy of space in order to build an autonomous system of orientation is discussed. It is appear for several reasons. First, the experimental discovery of anisotropy of the cosmic microwave background, which can be regarded as a global navigation field. Secondly, this field allows us to use it to calibrate the orientation system of the new generation. Third,

the principle of operation of the orientation system can be based on the effect of the local dependence of electromagnetic radiation velocity in a moving medium from the orientation in the anisotropic space.

Keywords: dispersion equation, orientation system, navigation parameters, space anisotropy, interferometer, moving medium, phase velocity, laser radiation.

Gladyshev Vladimir Olegovich — director of NUK “Fundamental Science”, professor, e-mail: vgladyshev@mail.ru.

Kauts Vladimir Leonidovich — docent, Department of Physics, doctor, e-mail: kauts@asc.rssi.ru.

Tiunov Pavel Sergeevich — aspirant, e-mail: pavel.tiunov@gmail.com.

МАГНИТНАЯ СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ МАЛЫМ КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ НЕЧЁТКОЙ ЛОГИКИ

А. А. Новалов

Филиал ФГУП «Научно-производственное объединение имени С. А. Лавочкина», Калуга, Калужская обл.

В работе рассматриваются задачи магнитного управления ориентацией малого космического аппарата (МКА). Обсуждается фильтр Калмана — традиционный рекурсивный алгоритм определения ориентации спутника, приводятся его недостатки. Рассматривается возможность реализации нейросетевого алгоритма определения ориентации МКА, перечисляются преимущества этих алгоритмов по сравнению с традиционными.

Ключевые слова: фильтр Калмана, нейросетевая методика, сеть прямого распространения, кватернион.

Наиболее сложной частью бортовой аппаратуры малых космических аппаратов (МКА) считаются системы управления, от которых зависит эффективность выполнения аппаратом поставленных задач. Приоритет отдаётся пассивным системам управления, использующим внешние по отношению к МКА факторы, такие как гравитационные и магнитные поля, давление солнечного излучения и т. д. Среди пассивных систем управления особое место занимают магнитные системы управления (МСУ) с магнитными датчиками и магнитными исполнительными органами (МИО). С их помощью обеспечиваются практически все задачи по управлению МКА.

Для эффективного управления МКА необходимо знать параметры ориентации тела относительно заданной системы координат (СК). В качестве параметров ориентации часто принимают кватернион поворота орбитальной СК в связанную с аппаратом СК и вектор угловой скорости связанной СК относительно инерциальной СК. Как правило, параметры ориентации известны с ошибкой, которая приводит к неверному определению управляющих воздействий.

Параметры ориентации МКА определяются с помощью данных бортовых датчиков, таких как солнечный датчик, магнитометр, датчик угловой скорости. Традиционно для определения параметров ориентации выбирается фильтр Калмана — рекурсивный метод оценки параметров, предложенный в 60-х гг. прошлого века. Несмотря на большую популярность фильтра, при его применении возникает ряд серьёзных проблем:

- *проблема задания начальных приближений параметров ориентации*, поскольку для определённых начальных условий фильтр может не сойтись;
- *проблема линеаризации*: фильтр для своей работы требует линеаризованную модель движения; поэтому только при медленных движениях (при частых измерениях) фильтр может дать удовлетворительную оценку вектора состояния;

- *проблема настройки*: в фильтре используются ковариационные матрицы ошибок, настройка которых сильно влияет на скорость сходимости и ошибку оцениваемого вектора состояния.

Каждая из этих проблем для каждого МКА решается по-своему в зависимости от поставленных задач, поэтому нет общепринятой методики работы с фильтром. Проблему задания начального вектора состояния можно решить с помощью локального метода определения параметров ориентации, который даёт очень грубое начальное приближение.

Проблему настройки матриц ковариации, влияющей на точность и сходимость фильтра, можно решить двумя путями. Начальные значения матриц ошибок определяются вручную, методом подбора, или путём прогонки фильтра в имитирующей программе с подбором элементов матриц. Сложность метода заключается в том, что, к примеру, для шестимерного вектора состояния число подбираемых параметров составляет 155, и подбор вручную занимает очень много времени [Иванов и др., 2009].

АЛГОРИТМ ФИЛЬТРА КАЛМАНА

В качестве вектора состояния можно выбрать угловую скорость МКА относительно центра масс и векторную часть кватерниона [Marques et al., 2002]:

$$x(t) = \begin{bmatrix} q^{\text{оск}}(t) & \omega^{\text{иск}}(t) \end{bmatrix}_{1 \times 6}^T.$$

Традиционно расчёт фильтра Калмана (рис. 1) [Использование..., 2008] производится по следующей схеме [Понятский, 2011; Белоус, Крушель, 2010]:

$$\hat{x}_{i/i-1} = \Phi_i \hat{x}_{i-1};$$

$$\hat{x}_i = \hat{x}_{i/i-1} + K_i (y_i - H_i \hat{x}_{i/i-1});$$

$$P_{i/i-1} = \Phi_i P_{i-1} \Phi_i^T + G_i Q_i G_i^T;$$

$$K_i = P_{i/i-1} H_i^T (H_i P_{i/i-1} H_i^T + R_i)^{-1};$$

$$P_i = P_{i/i-1} - P_{i/i-1} H_i^T (H_i P_{i/i-1} H_i^T + R_i)^{-1} H_i P_{i/i-1},$$

где, согласно работе [Дегтярёв, Тайль, 2003], x_i — вектор состояния; y_i — вектор измерений; Φ_i — переходная матрица состояния; K_i — матрица коэффициентов обратной связи; P_i — ковариационная матрица ошибок; H_i — матрица чувствительности.

Настройки фильтра Калмана с использованием нейронной сети с предварительным обучением производится по измеряемым информационным сигналам [Уоссерман, 1992]. Алгоритм нейросетевого фильтра имеет следующий вид (рис. 2):

$$\hat{x}_{i/i-1}^{HC} = \Phi_i \hat{x}_{i-1}^{HC}, \quad \hat{x}_i^{HC} = K_i^{HC}(z_i, W_i),$$

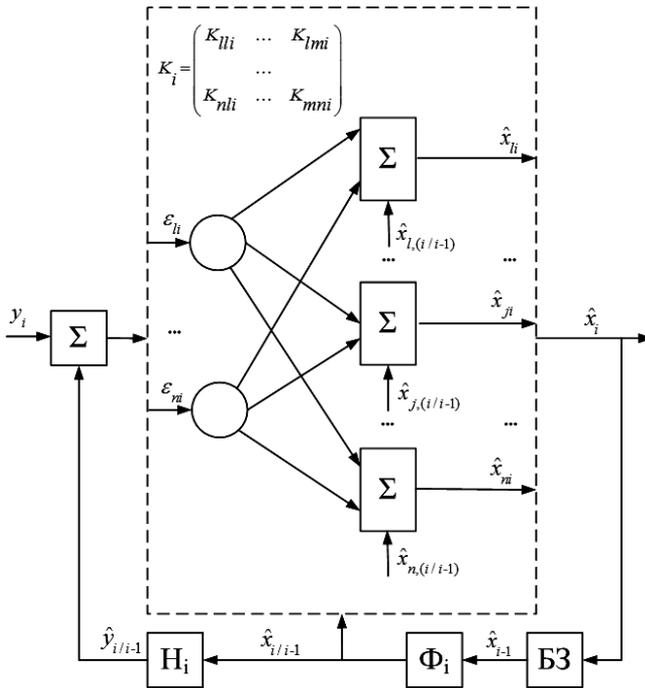


Рис. 1. Структурная схема фильтра Калмана

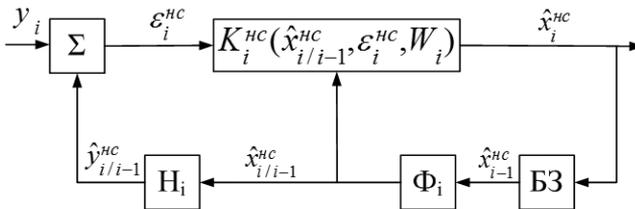


Рис. 2. Структурная схема нейросетевого фильтра

где $z_i = [z_{li} \dots z_{qi}]^T \equiv [\hat{x}_{i/i-1}^{HC}, (e_i^{HC})^T]^T$; $e_i^{HC} = y_i - H_i \hat{x}_{i/i-1}^{HC}$; W_i — матрица весов и смещений, $W_i = [w_{0,i} | w_i]$ (рис. 3).

При обучении непосредственно по измеряемым информационным сигналам настройка матрицы весов и смещений нейронной сети проводится из условия минимума критерия обучения:

$$J(W) = \frac{1}{n_0} \sum_{i=1}^{n_0} \left\{ \left| x_{i+1}^{HC} - (w_{0i} + w_i y_i) \right|^T \left| x_{i+1}^{HC} - (w_{0i} + w_i y_i) \right| \right\}.$$

Настройка матрицы весов и смещений нейронной сети при оценке

$$\hat{x}_i^{HC} = w_{0,i} + \sum_j w_{ji} z_i$$

может быть обеспечена в соответствии со следующими соотношениями:

$$w_{0,i} = w_{0,i-1} + \Delta w_{0,i}; \quad w_{j,i} = w_{j,i-1} + \Delta w_{j,i},$$

где $\Delta w_{0,i} = v_{0,i} \delta_i$; $\Delta w_{j,i} = v_{j,i} \delta_i z_i$; $\delta_i = x_i^{HC} - \Phi_i x_{i-1}^{HC}$; $v_{j,i} = 0 \dots 1$; $v_{0,i} = 0 \dots 1$.

По текущим измерениям y_i и полученным оценкам x_i^{HC} можно осуществлять оценку интенсивностей шумов Q_i^* и R_i^* в соответствии с выражениями:

$$Q_i^* = \frac{1}{i} \sum_{i=1}^n \left\{ \left(x_i^{HC} - \Phi_i x_{i-1}^{HC} \right)^T \left(x_i^{HC} - \Phi_i x_{i-1}^{HC} \right) \right\};$$

$$R_i^* = \frac{1}{i} \sum_{i=1}^n \left\{ \left(y_i - H_i x_{i-1}^{HC} \right)^T \left(y_i - H_i x_{i-1}^{HC} \right) \right\}.$$

С учётом сказанного алгоритм нейросетевого фильтра принимает следующий вид:

$$x_{i/i-1}^{HC} = \Phi_i x_{i-1}^{HC};$$

$$x_i^{HC} = x_{i/i-1}^{HC} + K_i \left(y_i - H_i x_{i/i-1}^{HC} \right);$$

$$P_{i/i-1} = \Phi_i P_{i-1} \Phi_i^T + G_i Q_i^* G_i^T;$$

$$K_i = P_{i/i-1} H_i^T \left(H_i P_{i/i-1} H_i^T + R_i^* \right)^{-1};$$

$$P_i = P_{i/i-1} - P_{i/i-1} H_i^T \left(H_i P_{i/i-1} H_i^T + R_i^* \right)^{-1} H_i P_{i/i-1}.$$

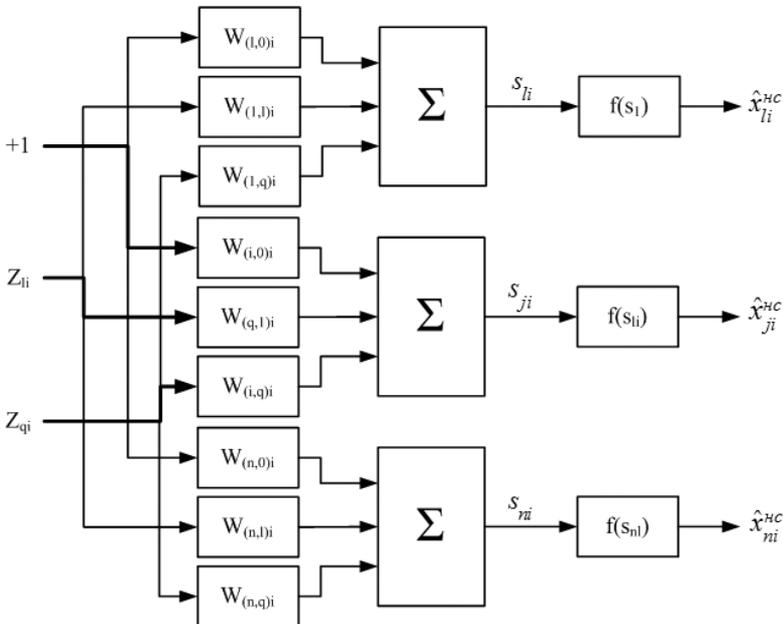


Рис 3. Структурная схема линейной однослойной нейронной сети

К проблемам классического фильтра Калмана добавляются и другие проблемы, связанные с использованием более точной нелинеаризованной модели погрешностей, которая учитывает:

- ошибки определения масштабных коэффициентов;
- ошибки установки осей чувствительности датчиков относительно базовых осей МКА;
- постоянные составляющие дрейфов датчиков;
- погрешности от небаланса датчиков;
- ошибки установки осей чувствительности датчиков относительно осей приборного базиса;
- погрешности смещения нулей измерителей скорости.

Для этой модели погрешностей размерность фильтра Калмана сильно увеличивается, что требует дополнительных ресурсов бортового вычислителя. Другая проблема заключается в том, что отдельные коэффициенты модели погрешностей можно определить, если система находится в стационарном режиме. При работе системы в динамическом режиме эти коэффициенты зависят от параметров полёта, и они не известны.

Эти трудности могут быть преодолены использованием искусственных нейронных сетей. Благодаря присущим им свойствам нет необходимости в составлении математической модели и, следовательно, отпадают проблемы, связанные с увеличением размерности систем и невозможностью аналитической записи модели погрешностей. С использованием дообучения нейронных сетей во время работы решается и проблема изменяющихся коэффициентов в динамическом режиме.

Этот метод решения задачи заключается в том, что в основном режиме работы на вход нейросети подаются навигационные параметры, параметры ориентации и сигналы измерений, на выходе получаются навигационные параметры и параметры ориентации на следующий момент времени. При обучении нейросети на её вход подаются измеренные векторы (данные датчиков), содержащие ошибки измерения. Выход нейросети настраивается на точные значения параметров навигации, получаемые от более точного источника, чем инерциальная навигационная система. Как видно, нейросетевой метод позволяет учитывать инструментальные погрешности датчиков с любой точностью, используя при этом как линеаризованные модели ошибок, так и нелинеаризованные. Это существенно повышает точность навигационных систем без привлечения больших вычислительных мощностей.

Нейронные сети обучаются и, на основе полученного опыта, обобщают предыдущие события на новые случаи, при этом извлекаются существенные свойства из поступающей информации, содержащей избыточные данные [Уоссерман, 1992].

Имеются строгие доказательства того, что для любого алгоритма существует нейронная сеть, которая может его реализовать. Необходимость применения искусственной нейронной сети обусловлена следующим:

- отсутствует алгоритм или не известны принципы решения задач, но накоплено достаточное количество примеров;
- проблема характеризуется большими объёмами входной информации;
- данные неполны или избыточны, зашумлены, частично противоречивы.

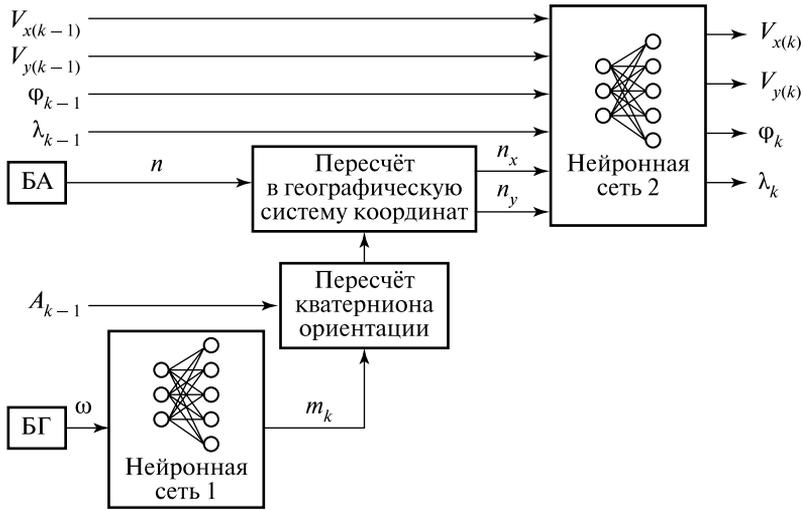


Рис. 4. Возможная структурная схема системы управления

На рис. 4 представлена ещё одна возможная схема системы управления, построенная на нейронных сетях.

В этой модели навигационной системы используются две двухслойные нейронные сети прямого распространения. Нейросеть 1 вычисляет приращение вектора конечного поворота на шаге интегрирования и компенсирует инструментальные погрешности датчиков. Нейросеть 2 аппроксимирует уравнения навигации на шаге интегрирования и компенсирует инструментальные погрешности датчиков.

На каждом шаге работы модели на её вход подаются значения кватерниона ориентации A_{k-1} и навигационных параметров на предыдущем шаге — $V_{x(k-1)}$, $V_{y(k-1)}$, Φ_{k-1} , λ_{k-1} , а также показания датчиков — акселерометров (БА) n ($n_{\text{приб}}$) и гироскопов (БГ) ω ($\omega_{\text{приб}}$).

На вход нейросети 1 подаются измеренные значения угловых скоростей ω с ошибками, полученными с блока гироскопов. На выходе нейросети имеем приращение вектора конечного поворота m_k , который рассчитывается на основе идеальных значений угловых скоростей.

Затем значение кватерниона ориентации на предыдущем шаге A_{k-1} и приращение вектора конечного поворота m_k , вычисленного на текущем шаге интегрирования, подаются на блок перемножения кватернионов, на выходе которого получаем значение текущего кватерниона ориентации A_k .

На вход нейросети 2 подаются значения навигационных параметров на предыдущем шаге $V_{x(k-1)}$, $V_{y(k-1)}$, Φ_{k-1} , λ_{k-1} и полученные после пересчёта значения n_x и n_y , содержащие инструментальные погрешности датчиков. На выходе получаем значения навигационных параметров на следующем шаге $V_{x(k)}$, $V_{y(k)}$, Φ_k , λ_k , рассчитанные для идеальных значений линейных ускорений.

Аппроксимирующие свойства ИНС являются центральными при использовании их в управлении. Обучение сети с использованием данных вход/выход нелинейного объекта, в том числе многомерного, можно рассматривать как задачу аппроксимации необходимой нелинейной функции управления.

Способность к обучению и самообучению придаёт адаптивные свойства системе с искусственной нейронной сетью. Обученная сеть нормально работает даже при несоответствии входных данных искусственной нейронной сети в составе конкретной системы обучающей выборки и адаптируется в реальном масштабе времени.

Сети прямого распространения — наиболее простой и наглядный способ объединения нейронов, позволяющий сделать работу нейронной сети логически прозрачной и, в некоторых случаях, позволяет осуществлять анализ исследуемой информации в алгоритмическом виде.

В системах, использующих нейронные сети, знания возникают непосредственно при обучении. При этом заранее не известно, какие группы нейронов соответствуют тем или иным функциям и возникнут ли вообще такие группы в процессе обучения. Заранее предполагается, что все нейроны однородны. Если это не так и возможна декомпозиция, то иерархическая система правил формирует базу знаний, соответствующую обученной нейросети.

Перечислим ещё раз преимущества нейросетевых систем перед обычными, которые, как уже говорилось, проявляются только при решении трудно-алгоритмизируемых задач:

- 1) нейросети принимают решения на основе опыта, приобретённого ими самостоятельно; «самостоятельно» в данном случае означает то, что создателю системы не требуется устанавливать взаимосвязи между входными данными и необходимым решением, затрачивая время на разнообразную статистическую обработку, подбор математического аппарата, создание и проверку математических моделей;
- 2) решение, принимаемое нейросетью, не является категоричным; сеть выдаёт решение вместе со степенью уверенности в нём, что оставляет пользователю возможность критически оценивать полученный результат;
- 3) нейросеть позволяет моделировать ситуацию принятия решения;
- 4) нейросети выдают ответ быстро (доли секунды), что позволяет их использовать в различных динамических системах, требующих незамедлительного принятия решений;
- 5) нейросети в задачах коррекции классификационной модели, минимизации обучающих параметров и др. позволяют упрощать процесс создания экспертных систем, определять направления научного поиска;
- 6) нейросети устойчивы к разрушению и помехам;
- 7) нейросети обладают высоким уровнем параллелизации алгоритмов.

В настоящее время нами проводится работа по созданию программы, реализующей описанные алгоритмы. Результаты работы появятся в ближайшем будущем.

ЛИТЕРАТУРА

- [Белоус, Крушель, 2010] Белоус И. Г., Крушель Е. Г. Синтез структуры и алгоритмического обеспечения управления стохастическим объектом // Вестник АГТУ. Сер. «Управление и вычислительная техника и информатика». 2010. № 2.
- [Дегтярёв, Тайль, 2003] Дегтярёв Ф. Ф., Тайль Ш. Элементы теории адаптивного расширенного фильтра Калмана: Препринт ИПМ им. М. В. Келдыша РАН. № 26. М: ИПМ им М. В. Келдыша, 2003.

- [Иванов и др., 2009] *Иванов Д. С., Карпенко С. О., Овчинников М. Ю.* Алгоритм оценки параметров ориентации малого космического аппарата с использованием фильтра Калмана: Препринт ИПМ им. М. В. Келдыша РАН. М.: ИПМ, 2009. 32 с.
- [Использование..., 2008] Использование фильтра Калмана в задаче определения ориентации тела, подвешенного на струне: Руководство по лабораторной работе. М: МФТИ, 2008.
- [Понятский, 2011] *Понятский В. М.* Сравнение нейросетевого способа настройки коэффициентов фильтра Калмана с традиционным подходом // Цифровая обработка сигналов и её применение: Доклады на 13-й Международной конференции. С. 303–306.
- [Уоссерман, 1992] *Уоссерман Ф.* Нейрокомпьютерная техника. Теория и практика.
- [Marques et al., 2002] *Marques S., Tabuada P., Lima P.* Small satellites attitude determination using a predictive algorithm for attitude stabilization and spin control // Proc. 10th Mediterranean Conference on Control and Automation MED-2002. Lissabon, Portugal, July 9–12, 2002.

MAGNETIC CONTROL SYSTEM OF SMALL SPACECRAFT USING FUZZY LOGIC

A. A. Novalov

Branch the Federal State Unitary Enterprise “Scientific-and-industrial association of a name of S. A. Lavochkina”, Kaluga

The problems of the magnetic attitude control of small spacecraft (MCA). Kalman filter is discussed — the traditional recursive algorithm to determine the orientation of the satellite, given its shortcomings. The possibility of neural network algorithm for determining the orientation of the MCA, lists the benefits of these algorithms in comparison with the traditional.

Keywords: Kalman filter, neural network technique, the network of direct distribution, quaternion.

Novalov Alexey Artemovich — head of department, PhD, candidate of physical and mathematical sciences; e-mail: akim@rambler.ru.

РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ НАВИГАЦИИ И ОРИЕНТАЦИИ МИКРОКОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПО ДАННЫМ О МАГНИТНОМ ПОЛЕ ЗЕМЛИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ФИЛЬТРА КАЛМАНА

С. Г. Потехин, Е. В. Власенков, Т. Ш. Комбаев, А. Н. Павлова

Филиал ФГУП «Научно-производственное объединение имени С. А. Лавочкина»,
Калуга, Калужская обл.

В статье рассматривается система автономной навигации и определения ориентации микрокосмического аппарата (МКА) по данным о магнитном поле Земли, описывается построение фильтра Калмана для решения задачи навигации и ориентации космического аппарата, представлены результаты решения задачи навигации МКА по магнитометрическим данным.

Ключевые слова: навигация, ориентация, магнитное поле Земли, фильтр Калмана.

ВВЕДЕНИЕ

Задача определения ориентации микрокосмического аппарата (МКА) не решается без информации о положении и скорости МКА. Поэтому задачу навигации и определения ориентации следует рассматривать как комплексную.

Эффективность применения МКА существенным образом зависит от технических характеристик и функциональных возможностей системы навигации и определения ориентации. Особое место среди них занимают магнитные системы. Они просты в изготовлении, имеют относительно малое энергопотребление и массу и в то же время обеспечивают достаточную для научных экспериментов точность навигации и ориентации [Ефименко, 2010].

Входящие в состав магнитной системы магнитоэлектронные устройства для определения направления вектора магнитной индукции используются в различных отраслях науки и техники. Наибольшее распространение такие устройства получили при создании приборов, предназначенных для регистрации магнитного поля Земли (МПЗ) и ориентирования различной аппаратуры на плоскости и в пространстве относительно направления поля.

Нами рассмотрена система автономной навигации и определения ориентации по магнитометрическим измерениям, для работы которой необходим единственный чувствительный элемент — трёхосный магнитометр. Структурно-функциональная схема представлена на рис. 1.

Особенности системы следующие:

- автономное определение навигационных параметров МКА без наземного комплекса (фазометрические системы) и без внешних сигналов (GPS/ГЛОНАСС);
- определение ориентации с использованием измерений одного датчика — магнитометра;

Потехин Сергей Геннадьевич — директор — главный конструктор,
e-mail: npo-lavochkina@yandex.ru.

Власенков Евгений Викторович — начальник отдела, e-mail: vlasenkov-evgeni@mail.ru.

Комбаев Тимур Шикурович — инженер-конструктор 2-й категории, e-mail: jim14@yandex.ru.

Павлова Анастасия Николаевна — математик, e-mail: mail.pavlova@mail.ru.

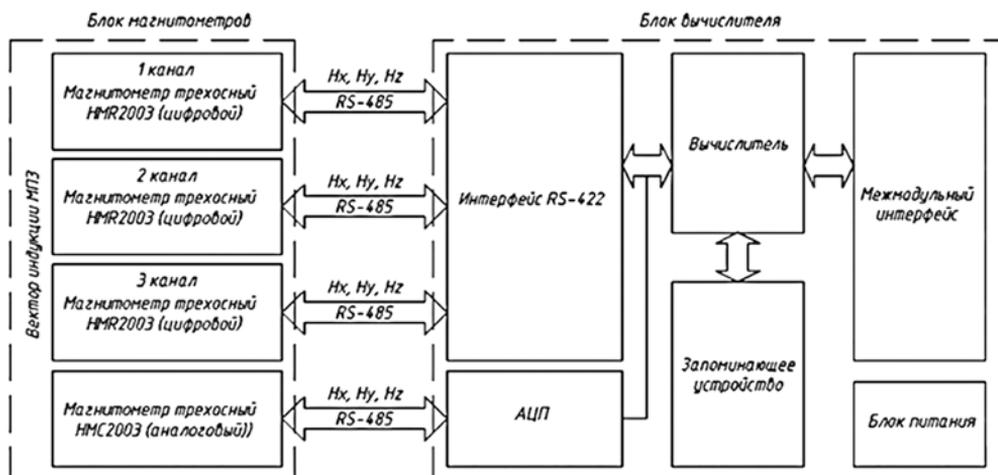


Рис. 1. Структурно-функциональная схема

- возможность определения параметров ориентации и дальнейшее построение трёхосной ориентации МКА в любой точке орбиты (в тени при нерабочем солнечном датчике);
- возможность включения используемых алгоритмов после лётно-конструкционных испытаний (ЛКИ) в бортовые комплексы управления (БКУ) МКА без дополнительного блока вычислителя с использованием измерений, полученных со штатных магнитометров;
- возможность использования для низко- и среднеорбитальных МКА;
- простота в изготовлении, малое энергопотребление и масса.

Задача навигации и определения ориентации МКА по показаниям трёхосного магнитометра без привлечения иных измерений решается с помощью алгоритма рекуррентного оценивания — фильтра Калмана.

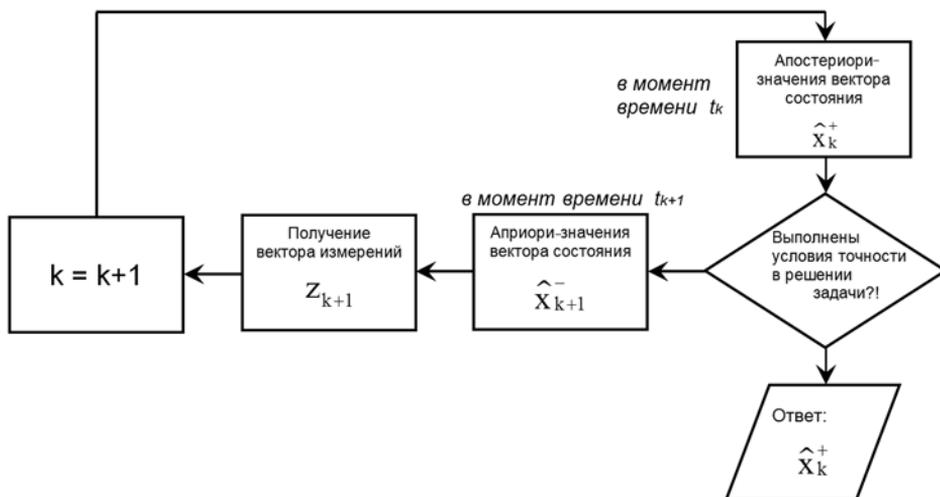


Рис. 2. Алгоритм работы фильтра Калмана

ПРИНЦИП РАБОТЫ ФИЛЬТРА КАЛМАНА

На рис. 2 представлена блок-схема работы фильтра Калмана.

В момент времени t_k получена оценка вектора состояния системы \hat{x}_k , и если условия точности в решении задачи не выполнены, тогда необходимо получить оценку вектора состояния системы на следующем шаге вычислений (в момент времени t_{k+1}). Для этого строится прогноз оценки \hat{x}_{k+1}^- , на базе результатов предыдущего шага вычислений (\hat{x}_k^+), выполняются измерения z_{k+1} и далее, на основе прогноза и измерений, корректируется оценка вектора состояния системы; и получаем, в случае выполнения условий точности, окончательную оценку вектора состояния \hat{x}_{k+1}^+ , увеличив при этом шаг вычислений на единицу. Оценка \hat{x}_{k+1}^- называется априори-оценкой, \hat{x}_{k+1}^+ — апостериори-оценкой [Иванов и др., 2010].

ПОСТРОЕНИЕ ФИЛЬТРА КАЛМАНА

Вектор состояния для решения задачи навигации и ориентации МКА имеет вид: $x = [a, e, i, \Omega, \omega, v, q_1, q_2, q_3, q_4, \omega_1, \omega_2, \omega_3]^T$.

В качестве параметров навигации приняты 6 кеплеровских элементов орбиты МКА: a — большая полуось; e — эксцентриситет; i — наклонение орбиты — долгота восходящего узла; ω — аргумент перигея; v — истинная аномалия [Shorshi, Bar-Itzhack, 1995].

В качестве параметров ориентации приняты кватернион поворота орбитальной системы координат (ОСК) в связанную с аппаратом систему координат $[q_1, q_2, q_3, q_4]^T$ и вектор угловой скорости связанной системы координат (ССК) относительно инерциальной $[\omega_1, \omega_2, \omega_3]^T$.

Модель движения МКА имеет вид

$$\dot{x} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ \dot{v} \\ \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \\ \dot{q}_3 \\ \dot{q}_4 \\ \dot{\omega}_1 \\ \dot{\omega}_2 \\ \dot{\omega}_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ \frac{\sqrt{398600} \cdot (1 + e \cdot \cos v)}{\sqrt{a^3 \cdot (1 - e^2)^3}} \\ \frac{1}{2} \cdot \begin{bmatrix} 0 & \omega_3 & -\omega_2 & \omega_1 \\ -\omega_3 & 0 & \omega_1 & \omega_2 \\ \omega_2 & -\omega_1 & 0 & \omega_3 \\ -\omega_1 & -\omega_2 & -\omega_3 & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{bmatrix} \\ I_1^{-1} \cdot \left(\sum M_1 - (I_3 - I_2) \cdot \omega_2 \cdot \omega_3 \right) \\ I_2^{-1} \cdot \left(\sum M_2 - (I_1 - I_3) \cdot \omega_3 \cdot \omega_1 \right) \\ I_3^{-1} \cdot \left(\sum M_3 - (I_2 - I_1) \cdot \omega_1 \cdot \omega_2 \right) \end{bmatrix},$$

где I_1, I_2, I_3 — моменты инерции МКА относительно главных осей; M_1, M_2, M_3 — суммарные моменты внешних сил, действующих на МКА.

В качестве математической модели МПЗ используется международный эталон геомагнитного поля, который по эмпирическим зависимостям описывает главную компоненту МПЗ. Эта модель рекомендована для использования Международной ассоциацией геомагнетизма и аэронавтики (International Association of Geomagnetism and Aeronomy). Модель выражает главную компоненту и не учитывает внешних возмущений, являясь чем-то вроде обобщения моделей, разработанных разными научными центрами.

Показания магнитометра в ССК моделируются согласно формулам

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} B_x \\ B_y \\ B_z \end{bmatrix} &= A \cdot \begin{bmatrix} B_x^{orbit} \\ B_y^{orbit} \\ B_z^{orbit} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 + q_4^2 & 2(q_1q_2 + q_3q_4) & 2(q_1q_3 - q_2q_4) \\ 2(q_1q_2 - q_3q_4) & -q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 + q_4^2 & 2(q_2q_3 + q_1q_4) \\ 2(q_1q_3 + q_2q_4) & 2(q_2q_3 - q_1q_4) & -q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 + q_4^2 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} B_x^{orbit} \\ B_y^{orbit} \\ B_z^{orbit} \end{bmatrix} = \\ &= \begin{bmatrix} q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 + q_4^2 & 2(q_1q_2 + q_3q_4) & 2(q_1q_3 - q_2q_4) \\ 2(q_1q_2 - q_3q_4) & -q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 + q_4^2 & 2(q_2q_3 + q_1q_4) \\ 2(q_1q_3 + q_2q_4) & 2(q_2q_3 - q_1q_4) & -q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 + q_4^2 \end{bmatrix} \times \\ &\times \begin{bmatrix} \left(\begin{array}{c} \cos(\Omega) \cdot \cos(\omega + \nu) - \\ -\sin(\Omega) \cdot \cos(i) \cdot \sin(\omega + \nu) \end{array} \right) \left(\begin{array}{c} -\sin(\Omega) \cdot \cos(\omega + \nu) - \\ -\cos(\Omega) \cdot \cos(i) \cdot \sin(\omega + \nu) \end{array} \right) \sin(i) \cdot \sin(\omega + \nu) \\ \left(\begin{array}{c} \cos(\Omega) \cdot \sin(\omega + \nu) + \\ +\sin(\Omega) \cdot \cos(i) \cdot \cos(\omega + \nu) \end{array} \right) \left(\begin{array}{c} -\sin(\Omega) \cdot \sin(\omega + \nu) + \\ +\cos(\Omega) \cdot \cos(i) \cdot \cos(\omega + \nu) \end{array} \right) -\sin(i) \cdot \cos(\omega + \nu) \\ \sin(\Omega) \cdot \sin(i) & \qquad \qquad \qquad \cos(\Omega) \cdot \sin(i) & \qquad \qquad \qquad \cos(i) \end{bmatrix} \times \\ &\times \begin{bmatrix} B_\theta \\ B_\lambda \\ B_r \end{bmatrix}, \end{aligned}$$

где B_θ, B_λ, B_r — составляющие вектора магнитной индукции в инерциальной системе координат, вычисленные по формулам

$$\begin{aligned} B_\theta &= \frac{1}{r} \frac{\partial U}{\partial \theta} = \sum_{n=1}^N \sum_{m=0}^n \left(g_n^m \cos m\lambda + h_n^m \sin m\lambda \right) \frac{\partial P_n^m(\cos \theta)}{\partial \theta} \left(\frac{r_3}{r} \right)^{n+2}, \\ B_\lambda &= -\frac{1}{r \sin \theta} \frac{\partial U}{\partial \lambda} = \sum_{n=1}^N \sum_{m=0}^n m \left(g_n^m \sin m\lambda - h_n^m \cos m\lambda \right) \frac{P_n^m(\cos \theta)}{\sin \theta} \left(\frac{r_3}{r} \right)^{n+2}, \\ B_r &= \frac{\partial U}{\partial r} = -\sum_{n=1}^N \sum_{m=0}^n (n+1) \left(g_n^m \cos m\lambda + h_n^m \sin m\lambda \right) P_n^m(\cos \theta) \left(\frac{r_3}{r} \right)^{n+2}, \end{aligned}$$

где r — геоцентрическое расстояние, км; λ — долгота от гринвичского меридиана, град; θ — дополнение до широты, $\theta = \frac{\pi}{2} - \varphi$, град; r_3 — средний радиус Земли, км ($r_3 = 6371,2$ км); $\theta = \arccos(\sin(i) \cdot \sin(\omega + \nu))$; $\lambda = \Omega + \arctg(\cos(i) \times \operatorname{tg}(\omega + \nu))$; $r = \frac{a \cdot (1 - e^2)}{1 + e \cdot \cos \nu}$.

Априори-значения оценок вектора состояния и ковариационной матрицы ошибки $\hat{x}_k(-)$ и $P_k(+)$ вычисляются по формулам

$$x_k(-) = \left[E + F_{k-1} \cdot \Delta T + \frac{F_{k-1}^2 \cdot (\Delta T)^2}{2!} \right] \cdot x_{k-1}(+);$$

$$P_k(-) = \left[E + F_{k-1} \cdot \Delta T + \frac{F_{k-1}^2 \cdot (\Delta T)^2}{2!} \right] \cdot P_{k-1}(+) \times$$

$$\times \left[E + F_{k-1} \cdot \Delta T + \frac{F_{k-1}^2 \cdot (\Delta T)^2}{2!} \right]^T + Q_k,$$

где $F_{k-1} = \frac{\partial(\dot{x})}{\partial x}$ — матрица эволюции состояния; Q_k — матрица ошибок модели; ΔT — промежуток времени между двумя измерениями.

Коэффициент обратной связи K_k определяется по формуле

$$K_k = P_k(-) H_k^T \left[H_k P_k(-) H_k^T + R_k \right]^{-1},$$

где H — матрица измерений.

Апостериори-значения $\hat{x}_k(+)$ и $P_k(+)$ находятся по формулам

$$\hat{x}_k(+) = \hat{x}_k(-) + K_k (z_k - \hat{z}_k);$$

$$P_k(+) = (I - K_k H_k) P_k(-) (I - K_k H_k)^T + K_k R_k K_k^T.$$

Апостериори-оценки кватерниона поворота определяются по формулам:

$$q_{k+1}^+ = \Xi \left(q_{k+1}^- \right) \delta q_{k+1},$$

$$E \left(q_{k+1}^- \right) = \begin{bmatrix} q_4 & -q_3 & q_2 & q_1 \\ q_3 & q_4 & -q_1 & q_2 \\ -q_2 & q_1 & q_4 & q_3 \\ -q_1 & -q_2 & -q_3 & q_4 \end{bmatrix}, \quad \delta q_{k+1} = \begin{bmatrix} \delta q_1 \\ \delta q_2 \\ \delta q_3 \\ \sqrt{1 - (\delta q_1)^2 - (\delta q_2)^2 - (\delta q_3)^2} \end{bmatrix}.$$

РЕЗУЛЬТАТЫ РАБОТЫ ФИЛЬТРА КАЛМАНА

На языке программирования базовой системы MatLab написана программа по определению параметров орбиты МКА по данным о МПЗ с использованием фильтра Калмана, результаты выполнения которой приведены в таблице и на рис. 3–8.

Для моделирования работы магнитометра выбраны параметры орбиты действующего МКА-ФКИ (ПН1). Эти параметры являются контрольными данными для анализа результатов работы фильтра.

В столбце (3) представлены результаты работы фильтра Калмана по истечении двух часов при условии, что частота опроса датчика равна 4 Гц.

В столбце (4) представлены результаты расчёта абсолютной погрешности; полученная точность в определении параметров орбиты менее 1 км и ниже 1°.

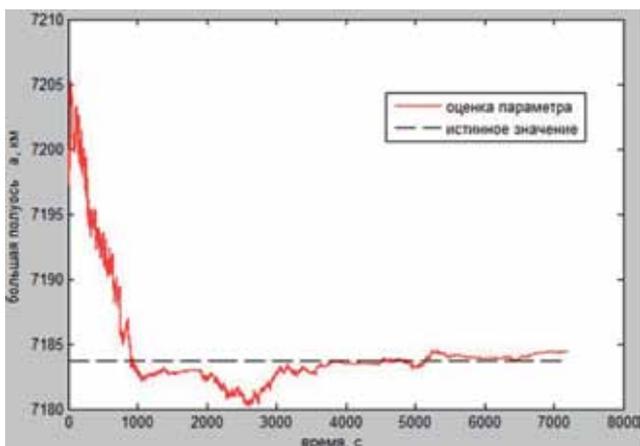


Рис. 3

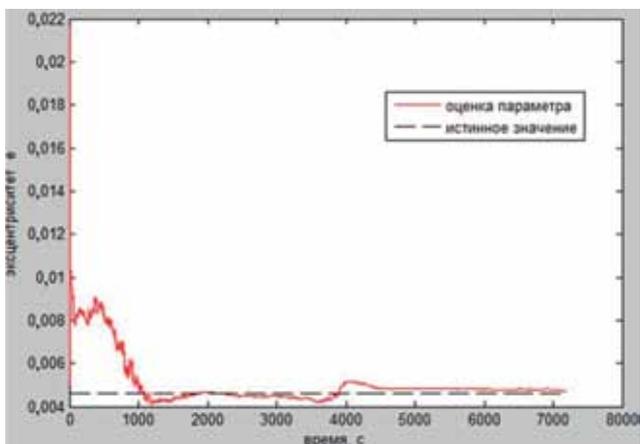


Рис. 4

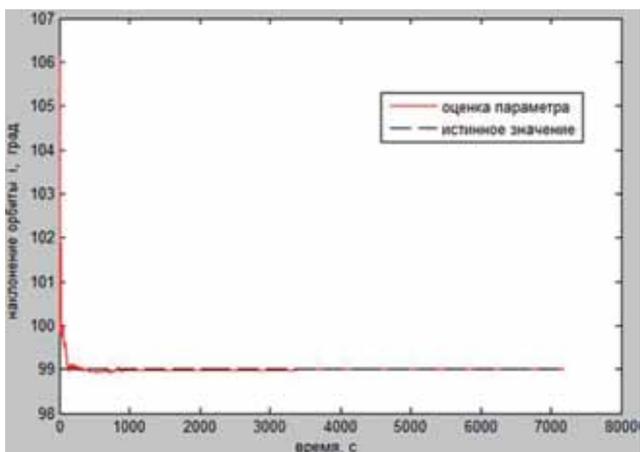


Рис. 5

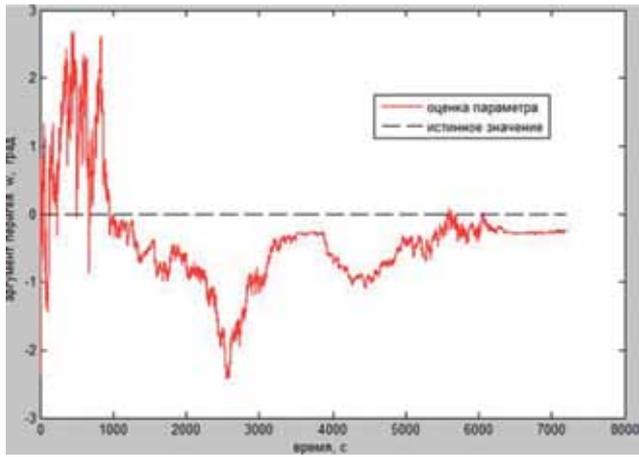


Рис. 6

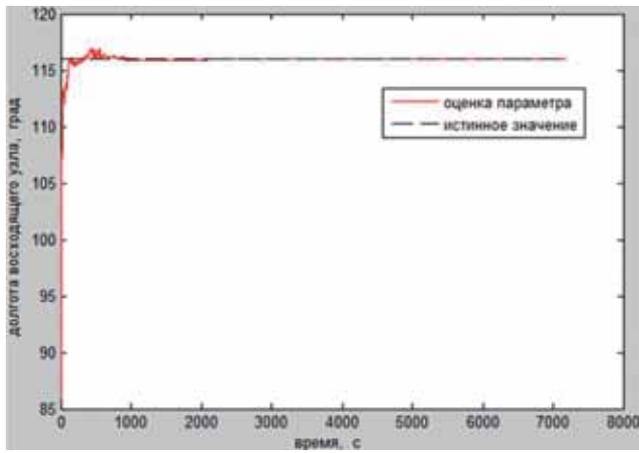


Рис. 7

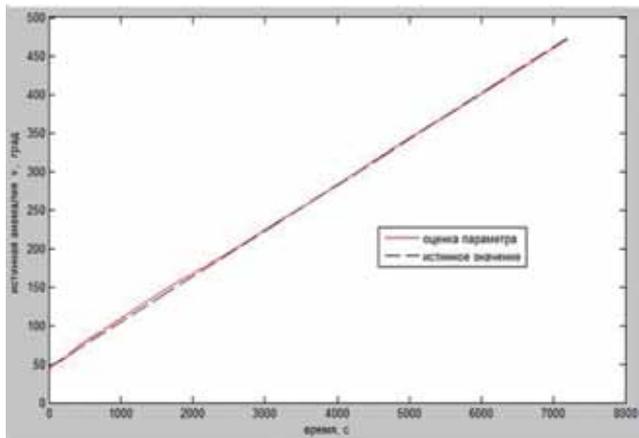


Рис. 8

Результаты работы фильтра Калмана

Параметры орбиты	Параметры орбиты действующего МКА ФКИ (ПН1)	Результат выполнения программы	Абсолютная погрешность $ x - \hat{x}_k $
(1)	(2)	(3)	(4)
Большая полуось a , км	7183,7	7184,05887	0,35887
Эксцентриситет e	0,0046	0,004676	0,00076
Наклонение орбиты i , град	99	98,99035	0,00965
Долгота восходящего узла Ω , град	116	115,99602	0,00398
Аргумент перигея ω , град	0	-0,37969	0,37969
Истинная аномалия v , град	45...490,67401	50...490,52336	0,15065

Из данных рис. 3–8 видно, что со временем фильтр сходится к истинным значениям.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Подведём итоги проделанной работы и наметим её перспективы.

Нами сформулированы структурно-функциональный состав, технические характеристики и особенности системы автономной навигации и определения ориентации по данным о магнитном поле Земли, разработан алгоритм решения задачи навигации и ориентации МКА по измерениям магнитометра с использованием фильтра Калмана; на языке программирования базовой системы MATLAB реализован алгоритм решения задачи навигации по данным о магнитном поле Земли и получены результаты работы фильтра Калмана с расчётом абсолютной погрешности.

В рамках развития темы по созданию системы автономной навигации и определения ориентации МКА по данным о МПЗ планируется отработать программно алгоритм решения задачи определения ориентации МКА по данным о МПЗ, исследовать сходимость и точность фильтра Калмана, реализовать приборно данную систему с последующим проведением лётной отработки на МКА.

ЛИТЕРАТУРА

- [Ефименко, 2010] *Ефименко Н. В.* Магнитная система ориентации и стабилизации космического аппарата EgyptSat-1 // Международный научно-технический журнал «Проблемы управления и информатики». 2010. № 6. С. 91–96.
- [Иванов и др., 2009] *Иванов Д. С., Карпенко С. О., Овчинников М. Ю.* Алгоритм оценки параметров ориентации малого космического аппарата с использованием фильтра Калмана: Препринт ИПМ им. М. В. Келдыша. № 48. М.: ИПМ, 2009. 32 с.
- [Shorshi, Bar-Itzhack, 1995] *Shorshi G., Bar-Itzhack I.* Satellite Autonomous Navigation Based on Magnetic Field Measurements // J. Guidance, Control, and Dynamics. July-August 1995. V. 18. N. 4. P. 843–850.

TASK SOLUTION OF MICROSATELLITE NAVIGATION AND ATTITUDE BY DATA ABOUT THE EARTH'S MAGNETIC FIELD WITH KALMAN FILTER USE

S. G. Potekhin, E. V. Vlasenkov, T. S. Kombaev, A. N. Pavlova

Branch the Federal State Unitary Enterprise "Scientific-and-industrial association of a name of S.A. Lavochkina", Kaluga

In paper the system of autonomous navigation and attitude of the microsatellite by data about the Earth's magnetic field is considered, construction of filter Kalmana for the task solution of navigation and attitude of satellite is described, results of the task solution of navigation of the microsatellite on the magnetometric data are presented.

Keywords: navigation, attitude, the Earth's magnetic field, Kalman Filter.

Potekhin Sergey Gennad'evich — director, main developer, e-mail: npo-lavochkina@yandex.ru.

Vlasenkov Evgeniy Viktorovich — chief of department, e-mail: vlasenkov-evgeni@mail.ru.

Kombaev Timur Shikurovich — engineer-developer 2nd categories, e-mail: jim14@yandex.ru.

Pavlova Anastasiya Nikolaevna — mathematician, e-mail: mail.pavlova@mail.ru.

РЕЗУЛЬТАТЫ ОТРАБОТКИ ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПРИБОРА ЗВЁЗДНОЙ ОРИЕНТАЦИИ БОКЗ-М60/1000 НА СТЕНДЕ ДИНАМИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ

Г. А. Аванесов, Р. В. Бессонов, В. Ю. Дементьев

Федеральное государственное бюджетное учреждение науки
Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН), Москва

В статье представлено описание прибора звёздной ориентации БОКЗ-М60/1000 разработки ИКИ РАН. Получено подтверждение характеристик прибора, заложенных требованиями технического задания, при помощи стенда динамических испытаний.

Доказана работоспособность прибора при наличии фоновой засветки, а также в условиях светооптических помех. Определены границы его работоспособности.

Ключевые слова: прибор звёздной ориентации, наземная отработка, стенд динамических испытаний.

ВВЕДЕНИЕ

Приборы звёздной ориентации находят широкое применение в составе систем управления ориентацией космического аппарата. Принцип их работы состоит в следующем. Прибор визирует звёзды, находящиеся в его поле зрения, вычисляет угловые расстояния между ними (в элементах ПЗС-матрицы), проводит сравнение с данными бортового каталога и выдаёт угловые параметры в геоцентрической инерциальной системе координат в виде кватерниона или матрицы направляющих косинусов. На борту космического аппарата устанавливается, как правило, несколько таких приборов.

Прибор звёздной ориентации БОКЗ-М60/1000 (рис. 1) — плод труда коллектива оптико-физического отдела Института космических исследований. Основные характеристики прибора представлены в табл. 1, 2.

В качестве фотоприёмного устройства в приборе БОКЗ-М60/1000 используется ПЗС-матрица «Сфера-1000» размером 1024×1024 элемента. Формат матрицы и объектив с фокусным расстоянием 60 мм обеспечивают поле зрения прибора равным 16° . Объём бортового каталога — 2900 звёзд до 6-й звёздной величины.

Характеристики оптической части прибора БОКЗ-М60/1000, а также сведения о бортовом звёздном каталоге приведены в табл. 1.



Рис. 1. Прибор БОКЗ-М60/1000

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

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

Дементьев Владимир Юрьевич — инженер, e-mail: DemV87@yandex.ru.

Таблица 1. Характеристики оптической части прибора БОКЗ-М60/1000

<i>Параметры объектива:</i> • фокусное расстояние объектива, мм • поле зрения прибора, град	60 16
<i>Параметры матрицы:</i> • тип матрицы • размеры матрицы, число элементов • размер элемента, мкм • разрядность АЦП • время экспонирования, мс	ПЗС «Сфера-1000» 1024×1024 16 12 <120
<i>Устройство бортового звёздного каталога:</i> • число секторов/размер сектора, град • объём каталога, число звёзд	162/32 2900

Таблица 2. Технические характеристики прибора БОКЗ-М60/1000

Характеристика	Значение по ТЗ	Реальное значение
1. Быстродействие		
<i>Режим «НО»</i>		
Время определения ориентации при наличии в поле зрения прибора четырёх или более звёзд из бортового каталога, с	<50	<11
Время реакции при наличии в поле зрения прибора четырёх или более объектов с конфигурацией, невозможной для распознавания, с	<50	<11
Время реакции при наличии в поле зрения прибора менее четырёх объектов, с	<50	1,75
<i>Режим «ТО»</i>		
Время определения ориентации при наличии в поле зрения прибора четырёх или более звёзд из бортового каталога, с	<3	<3
Время реакции при наличии в поле зрения прибора четырёх или более объектов с конфигурацией, невозможной для распознавания, с	<3	<3
Время реакции при наличии в поле зрения прибора менее четырёх объектов, с	<3	1,75
<i>Режим «Слежение»</i>		
Период обновления выходной информации, с	0,25	0,25
2. Допустимые значения угловой скорости и ускорения		
<i>Режим «НО»</i>		
Проверка функционирования прибора при моделировании орбитального движения космического аппарата с заданной угловой скоростью, град/с	0,5	0,5
<i>Режим «ТО»</i>		
Проверка функционирования прибора при моделировании орбитального движения космического аппарата с заданной угловой скоростью, град/с	0,5	0,5
<i>Режим «Слежение»</i>		
Проверка функционирования прибора при моделировании орбитального движения космического аппарата с заданной угловой скоростью, град/с	3	3

Характеристика	Значение по ТЗ	Реальное значение
Проверка функционирования прибора при моделировании орбитального движения космического аппарата с заданным угловым ускорением, град/с ²	0,03	0,03
3. Погрешность расчёта параметров ориентации		
Угловой эквивалент шума (СКО, угл. с):		
• прямое восхождение		0,25
• склонение		0,16
• азимут		2,4

Прибор БОКЗ-М60/1000 имеет следующие режимы работы: «Начальная ориентация» («НО»), «Текущая ориентация» («ТО») и «Слежение». В режимах «НО»/«ТО» запускается циклограмма, включающая: экспонирование, считывание информации с ПЗС-матрицы, распознавание в бортовом звёздном каталоге и расчёт параметров ориентации. Алгоритмы работы прибора в режимах «НО» и «ТО» отличаются тем, что в первом случае процедура распознавания осуществляется по всему бортовому звёздному каталогу, а во втором анализируется только небольшая его часть. При положительном исходе распознавания прибор автоматически переходит в режим «Слежение». В этом режиме выполняется ускоренное чтение с ПЗС-матрицы, что вместе с малым временем экспозиции (<120 мс) обеспечивает расчёт параметров ориентации с частотой 4 Гц.

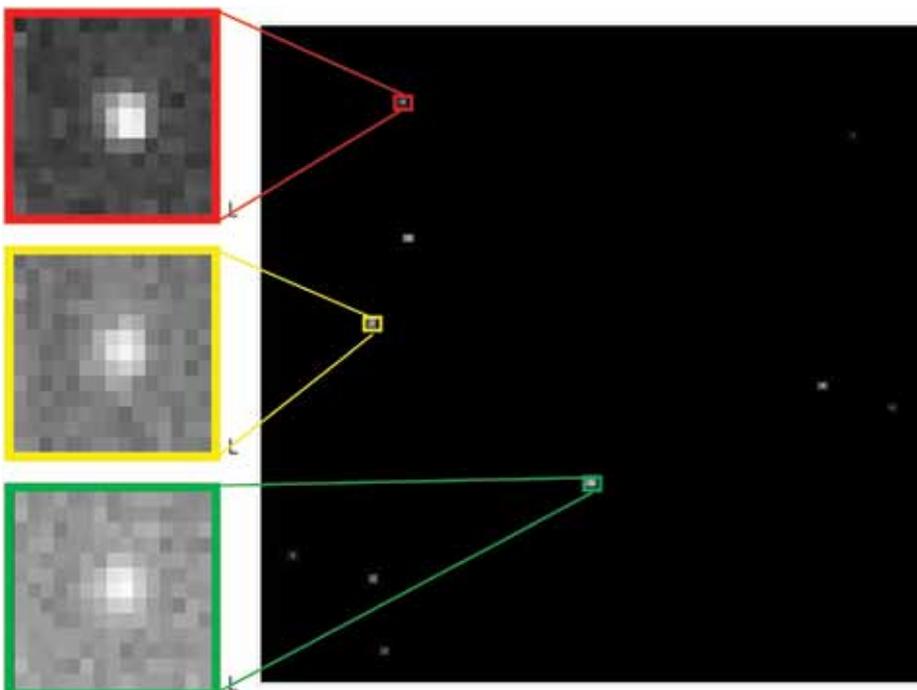


Рис. 2. Формирование «окон» прибором БОКЗ-М60/1000 в режиме «Слежение»

В режиме «Слежение» обрабатывается изображение не со всей ПЗС-матрицы, а только из «окон» размером 15×13 элементов, формируемых вокруг каталожных звёзд (рис. 2).

1. МЕТОДИКА ПРОВЕДЕНИЯ СТЕНДОВЫХ ИСПЫТАНИЙ

Для отработки программного обеспечения (ПО) прибора БОКЗ-М60/1000 использовался стенд динамических испытаний (СДИ), который позволяет имитировать орбитальное движение космического аппарата, а также воздействие внешних факторов космического пространства. Более подробно описание стенда, а также принцип его работы можно найти в работах [Воронков, 2002; Аванесов и др., 2003; 2009].

Перед началом стендовых испытаний были поставлены следующие задачи:

- 1) проверка ПО прибора БОКЗ-М60/1000 на соответствие требованиям технического задания (ТЗ):
 - измерение времени определения ориентации;
 - «углового эквивалента шума»;
 - контроль работы прибора при движении с различными угловыми скоростями;
 - работы прибора при движении с угловым ускорением;
- 2) исследование работы прибора БОКЗ-М60/1000 при имитации неблагоприятных условий внешней среды (протоны космического пространства, засветка поля зрения).

Для измерения времени определения ориентации, а также оценки собственной погрешности прибора БОКЗ-М60/1000 («угловой эквивалент шума») на испытательном стенде моделировался неподвижный участок небесной сферы. В этом эксперименте положение звёзд на экране монитора оставалось всё время неизменным. Такой способ отображения звёзд обеспечивает минимальный вклад стенда в общую составляющую ошибки прибора.

При реализации орбитального движения, когда звёзды перемещались по экрану монитора стенда, проводилось тестирование бортового каталога по всей небесной сфере. Проверялось функционирование прибора БОКЗ-М60/1000 при движении с угловой скоростью и ускорением. При этом дополнительно исследовались допустимый уровень фоновой засветки, а также число «помеховых» объектов, при которых прибор способен определять параметры ориентации.

2. РЕЗУЛЬТАТЫ СТЕНДОВЫХ ИСПЫТАНИЙ

2.1. Измерение времени определения ориентации прибором БОКЗ-М60/1000

В соответствии с ТЗ время определения ориентации в режиме «НО» не должно превышать 50 с, а в режиме «ТО» — 3 с. Проведённые исследования показали, что время определения ориентации прибором БОКЗ-М60/1000 в режиме «НО» составляет не более 11 с, а в режиме «ТО» — не более 3 с.

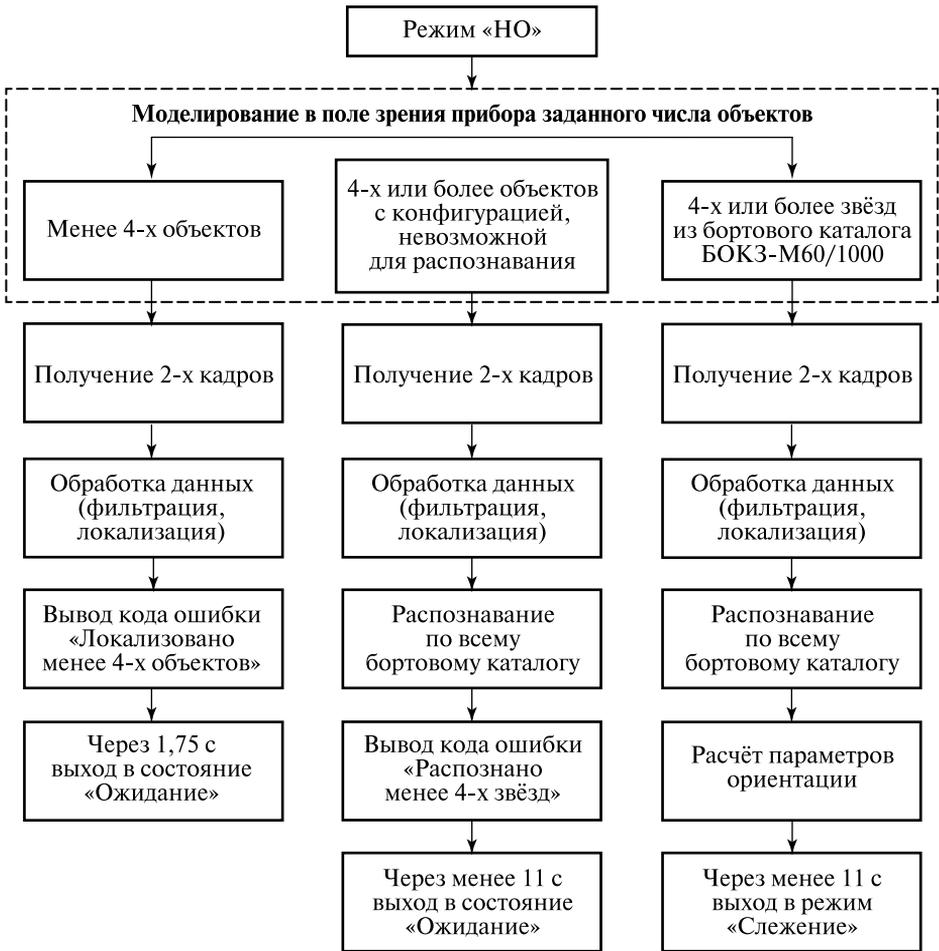


Рис. 3. Алгоритм работы прибора БОКЗ-М60/1000 в режиме «НО»

При невозможности определения ориентации в режиме «НО» (или «ТО») наступает выход в состояние «Ожидание». Алгоритм работы прибора БОКЗ-М60/1000 в режиме «НО» (в условиях различной звёздной обстановки) приведён на рис. 3, а в режиме «ТО» — на рис. 4.

2.2. Измерение «углового эквивалента шума» прибора БОКЗ-М60/1000

На рис. 5–7 представлены графики углов ориентации, полученные после многократной съёмки статического изображения, сформированного на СДИ. Среднеквадратическое отклонение угла прямого восхождения составило 0,25 угл. с, угла склонения — 0,160 угл. с, а угла азимута — 2,4 угл. с.

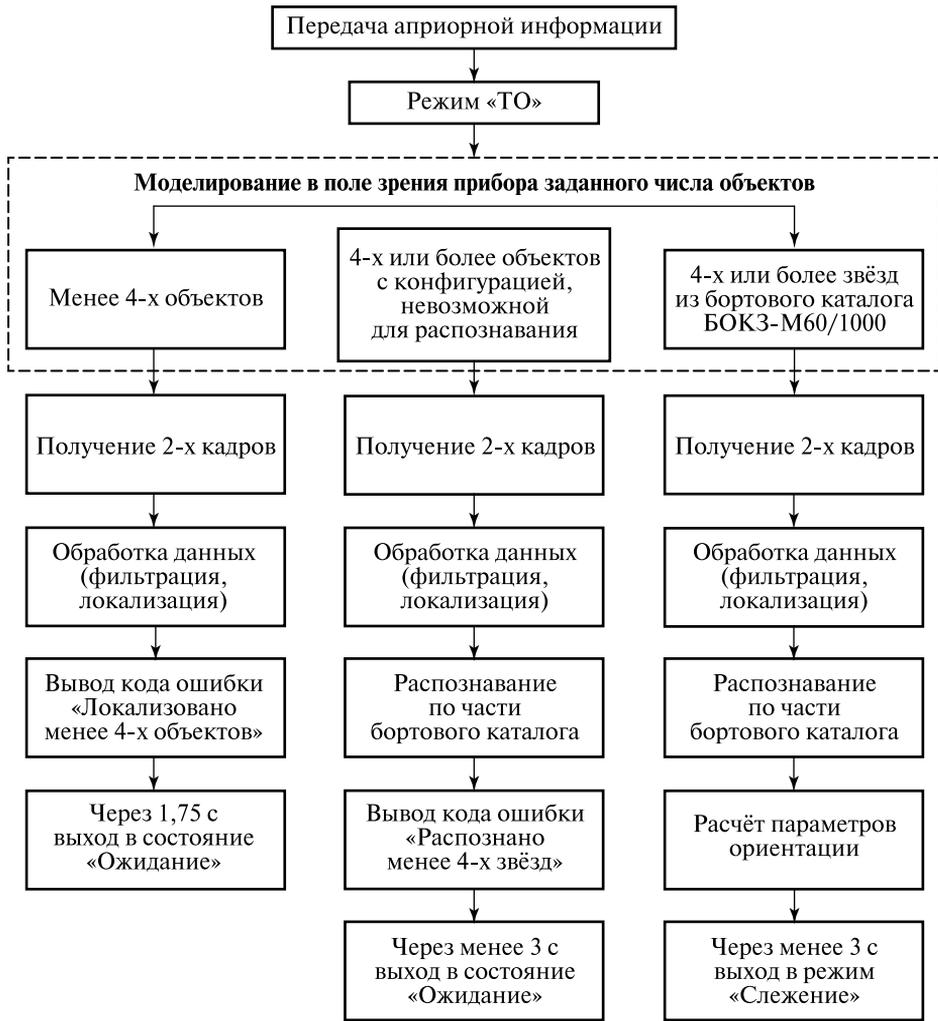


Рис. 4. Алгоритм работы прибора БОКЗ-М60/1000 в режиме «ТО»

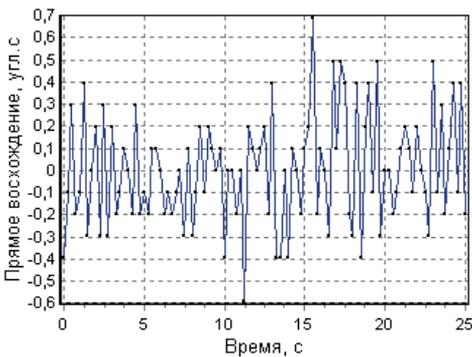


Рис. 5. График зависимости угла прямого восхождения от времени

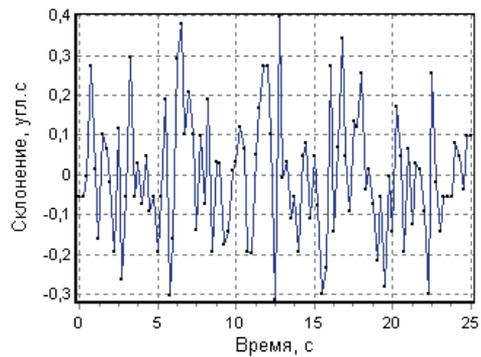


Рис. 6. График зависимости угла склонения от времени

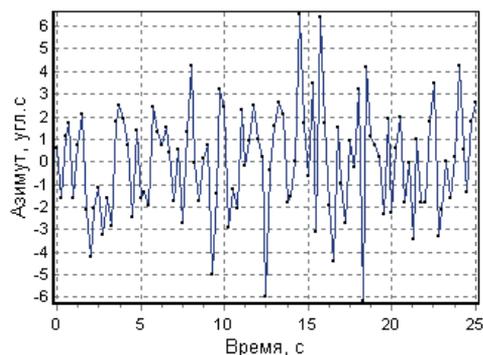


Рис. 7. График зависимости угла азимута от времени

2.3. Исследование работы прибора БОКЗ-М60/1000 при моделировании орбитального движения космического аппарата с различными угловыми скоростями

Значение допустимой угловой скорости движения в соответствии с ТЗ составляет в режиме «НО» 0,5 град/с, а в режиме «Слежение» — 3 град/с.

На рис. 8 представлена графическая иллюстрация имитации орбитального движения космического аппарата с различными угловыми скоростями — 0,5; 1,5; 3 град/с — по трём круговым орбитам (параметры орбит указаны в табл. 3).

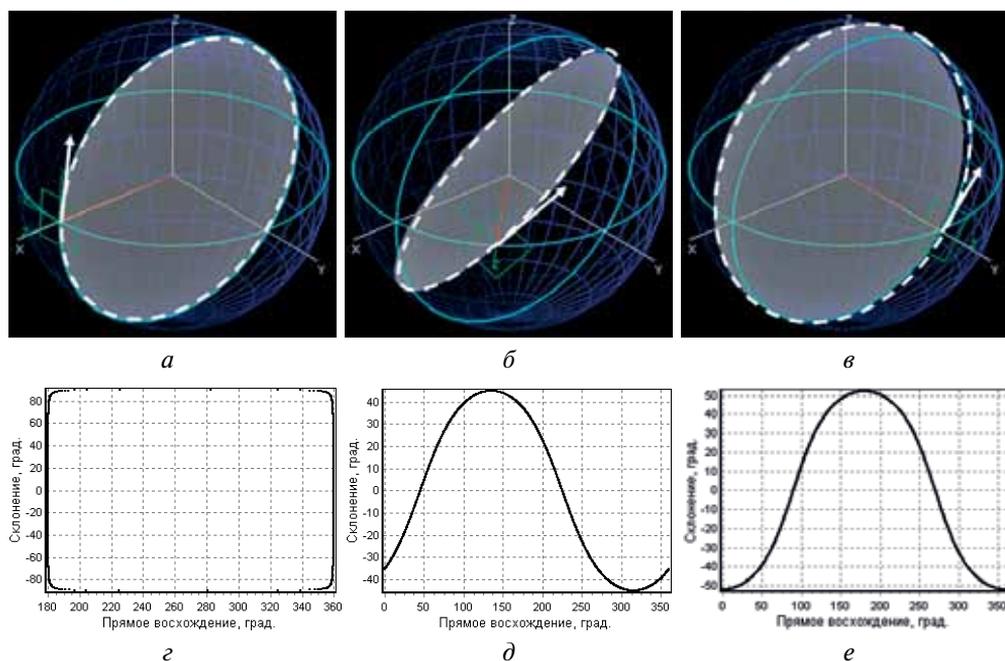


Рис. 8. Моделируемое орбитальное движение (а-в) и полученный график угла склонения от прямого восхождения (г-е)

Таблица 3. Орбитальные параметры

№ орбиты	Долгота восходящего узла, град	Наклонение, град
1	0	90
2	45	45
3	90	52

Проведённые исследования показали, что прибор БОКЗ-М60/1000 определяет ориентацию при движении космического аппарата с угловыми скоростями до 3 град/с.

2.4. Исследование работы прибора БОКЗ-М60/1000 при моделировании орбитального движения космического аппарата с угловым ускорением

Значение допустимого углового ускорения в соответствии с ТЗ составляет 0,03 град/с². Исходя из этого требования в режиме «Слежение» моделировалось угловое ускорение 0,03 град/с² до достижения угловой скорости 3 град/с, после этого знак ускорения менялся на противоположный (рис. 9). Движение происходило на одной тестовой орбите. Параметры орбиты были заданы в градусах и составили: долгота восходящего узла орбиты — 0; наклонение орбиты — 90.

Проведённые исследования показали, что прибор БОКЗ-М60/1000 определяет ориентацию при движении космического аппарата с угловым ускорением 0,03 град/с².

2.5. Исследование работы прибора БОКЗ-М60/1000 при повышенном уровне фоновой засветки

Для прибора БОКЗ-М60/1000 на испытательном стенде было проведено исследование допустимого уровня фоновой засветки. Прибор БОКЗ-М60/1000 имеет 12-разрядный аналогово-цифровой преобразователь. Это означает, что максимально возможное значение принятого сигнала соответствует 4095 единицам младшего разряда (ЕМР).

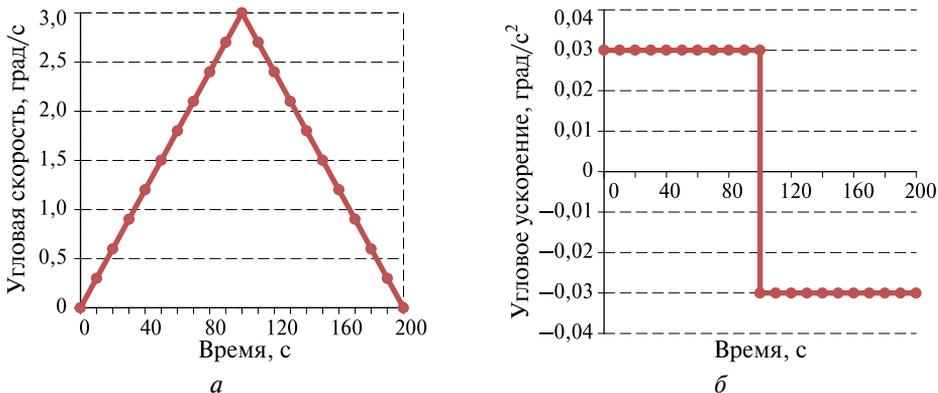


Рис. 9. Моделируемый закон изменения угловой скорости (а) и ускорения (б)

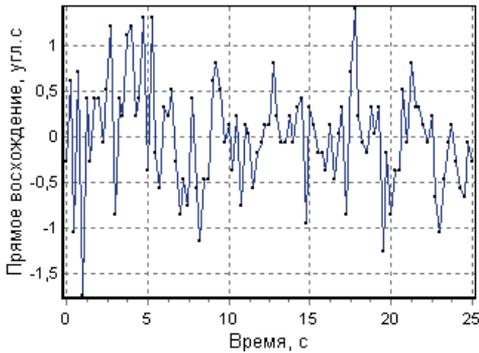


Рис. 10. График зависимости угла прямого восхождения от времени

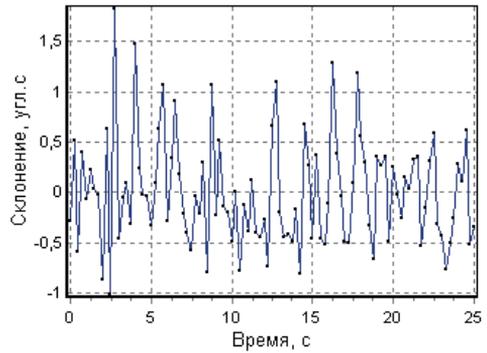


Рис. 11. График зависимости угла склонения от времени

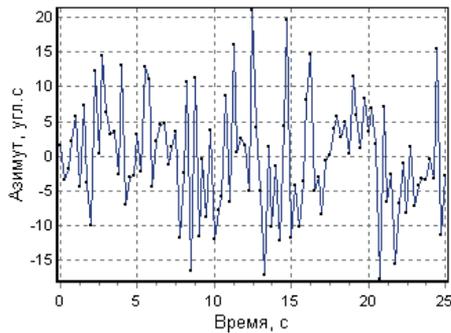


Рис. 12. График зависимости угла азимута от времени

Проведённые исследования показали, что прибор БОКЗ-М60/1000 сохраняет работоспособность в условиях фоновой засветки:

- до 2500 ЕМР в режимах «НО»/«ТО»;
- до 3500 ЕМР в режиме «Слежение».

На рис. 10–12 представлены графики углов ориентации, полученные после многократной съёмки статического изображения, сформированного на СДИ. В этом эксперименте уровень сигнала на ПЗС-матрице составлял 3500 единиц младшего разряда. Среднеквадратическое отклонение угла прямого восхождения составило 0,60 угл.с, угла склонения — 0,60 угл.с, а угла азимута — 7,90 угл.с.

Полученные результаты свидетельствуют о том, что при повышении уровня фона до 3500 ЕМР прибор не только продолжает успешно определять параметры ориентации, но и количественные показатели по точности ухудшаются не более чем в 2-3 раза (при отсутствии фоновой засветки).

2.6. Исследование помехозащищённости прибора БОКЗ-М60/1000

Имитация воздействия протонов на прибор реализовывалась путём вывода на экран монитора световых помех, имеющих форму точек и треков различной длины. Координаты таких объектов на мониторе рассчитывались случайным

образом в соответствии с равномерным законом распределения вероятностей. Точечные помехи имитировали влияние протонов, пронизывающих прибор под прямыми углами. Помехи в форме треков имитировали влияние протонов, пронизывающих прибор под большими углами к его оптической оси.

Проведённые исследования показали, что прибор БОКЗ-М60/1000 успешно справляется с задачей определения параметров ориентации при плотности «помеховых» объектов на зарегистрированном кадре ~400 объектов.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

При отработке программного обеспечения прибора БОКЗ-М60/1000 на испытательном стенде было получено подтверждение характеристик, заложенных требованиями технического задания: по времени определения ориентации, точности измерений ориентации, величине допустимой угловой скорости и углового ускорения (см. табл. 2).

В рамках проведённых исследований была доказана эффективность работы прибора при наличии фоновой засветки, а также в условиях светооптических помех. Определены границы его работоспособности.

ЛИТЕРАТУРА

- [Воронков, 2002] *Воронков С. В.* Применение стенда динамических испытаний в задачах отработки астронавигационных приборов: Препринт ИКИ РАН. Пр-2120. М.: ИКИ РАН, 2002. 22 с.
- [Аванесов и др., 2003] *Аванесов Г. А., Воронков С. В., Форш А. А.* Стенд динамических испытаний и геометрической калибровки астронавигационных приборов // Известия ВУЗов. Приборостроение. 2003. Т. 46. № 4. С. 74–79.
- [Аванесов и др., 2009] *Аванесов Г. А., Воронков С. В., Дунаев Б. С., Красиков В. А., Шамис В. А., Форш А. А.* Имитаторы звёздного неба для наземной отработки датчиков звёздной ориентации // Современ. проблемы определения ориентации и навигации космических аппаратов: Сб. тр. Всерос. научно-технич. конф. Россия, Таруса, 22–25 сент. 2008. М.: ИКИ РАН, 2009. С. 372–386.

RESULTS OF THE TESTING OF THE SOFTWARE OF THE STAR TRACKER BOKZ-M60/1000 ON DYNAMIC TEST BENCH

G. A. Avanesov, R. V. Bessonov, V. Y. Dementiev

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

In article the description of the star tracker BOKZ-M60/1000 of development of IKI Russian Academy of Sciences is presented. Confirmation of characteristics of the device put by requirements of the specification, by means of the dynamic stand bench is received.

Operability of the device in the presence of a background flare, and also in the conditions of svetooptichesky hindrances is proved. Limits of its working capacity are defined.

Keywords: star tracker, ground validation, dynamic test bench.

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

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

Dementiev Vladimir Yurievich — engineer, e-mail: DemV87@yandex.ru.

РЕЗУЛЬТАТЫ НАТУРНЫХ ИСПЫТАНИЙ ПРИБОРА ЗВЁЗДНОЙ ОРИЕНТАЦИИ БОКЗ-М60/1000

Г. А. Аванесов, Р. В. Бессонов, В. Ю. Дементьев, Е. А. Мыслик

Федеральное государственное бюджетное учреждение науки
Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН), Москва

В статье представлены методика и результаты натурных испытаний прибора звёздной ориентации БОКЗ-М60/1000. В ходе натурных испытаний проведена оценка чувствительности прибора и выполнен расчёт точности измерений при движении со скоростью вращения Земли.

Подтверждена работоспособность прибора при угловой скорости до 6 град/с и угловом ускорении до 1 град/с².

Ключевые слова: прибор звёздной ориентации, натурные испытания.

ВВЕДЕНИЕ

Помимо экспериментально-исследовательских работ на динамическом стенде прибор звёздной ориентации БОКЗ-М60/1000 прошёл отработку в естественных условиях по реальным конфигурациям звёзд небесной сферы.

Перед началом натурных испытаний с прибором БОКЗ-М60/1000 ставились следующие задачи:

- измерение чувствительности прибора;
- величины допустимой угловой скорости и углового ускорения;
- точности работы прибора при движении со скоростью вращения Земли (15 угл. с/с);
- проведение калибровочных работ (уточнение фокусного расстояния объектива, определение матрицы ориентации между приборной и внутренней системами координат).

Съёмка звёздного неба прибором БОКЗ-М60/1000 выполнялась в ночное время при удовлетворительном состоянии атмосферы (весна 2012 г.).

Во время проведения испытаний прибор БОКЗ-М60/1000 закреплялся на трёхосной поворотной платформе, позволяющей осуществлять его вращение в трёх плоскостях с заданной угловой скоростью (рис. 1). Параметры движения платформы и режим работы прибора задавались с помощью программного обеспечения, установленного на контрольно-испытательной аппаратуре.

Известно, что при наблюдении через атмосферу звёздный прибор теряет в чувствительности примерно половину звёздной величины. Кроме этого влияние облачности, дымки, городского освещения и других неустранимых факторов неизбежно приводит к занижению истинных возможностей прибора. Это обстоятельство следует учитывать при оценке конечных результатов исследований.

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

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

Дементьев Владимир Юрьевич — инженер, e-mail: DemV87@yandex.ru.

Мыслик Евгений Александрович — программист, e-mail: pitonsensor@mail.ru.

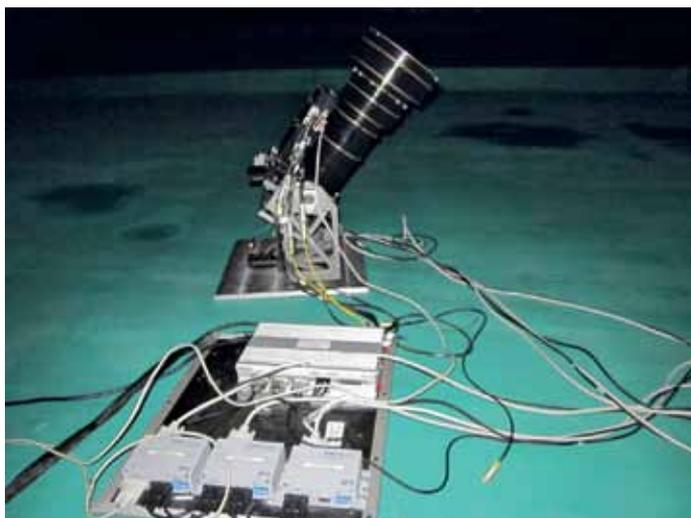


Рис. 1. Прибор БОКЗ-М60/1000 на поворотной платформе

РЕЗУЛЬТАТЫ НАТУРНЫХ ИСПЫТАНИЙ

Измерение чувствительности прибора БОКЗ-М60/1000

Уровень накопленного заряда от звезды на ПЗС-матрице прибора определяется следующими условиями:

- блеск звезды (звёздная величина);
- скорость движения космического аппарата;
- время экспозиции;
- место проецирования звезды на ПЗС-матрице прибора.

Звёздная величина является безразмерной числовой единицей, характеризующей блеск звезды. Для более точного обозначения яркости той или иной звезды используют дробные величины. Так, например, если звезда по своей яркости находится посередине между звёздами 3-й и 4-й звёздных величин, то её считают принадлежащей к 3,5-й звёздной величине. Чем меньше у звезды значение звёздной величины, тем ярче её блеск и тем больший сигнал будет зарегистрирован на ПЗС-матрице прибора.

При нулевой скорости углового движения космического аппарата изображения звезды на ПЗС-матрице представляет собой пятно с формой, зависящей от параметров оптической части прибора. С увеличением скорости звезда начинает «вытягиваться» и принимать вид трека (рис. 2).

Это сопровождается потерей граничными элементами звезды части энергии, которая перераспределяется на другие элементы ПЗС-матрицы, что приводит к их постепенному слиянию с фоном. Суммарная энергия изображения звезды при этом снижается.

Время экспозиции определяет время, в течение которого будет поступать свет от звёзд на ПЗС-матрицу прибора. В приборе БОКЗ-М60/1000 этот параметр является переменным и уменьшается по мере возрастания угловой скорости движения.

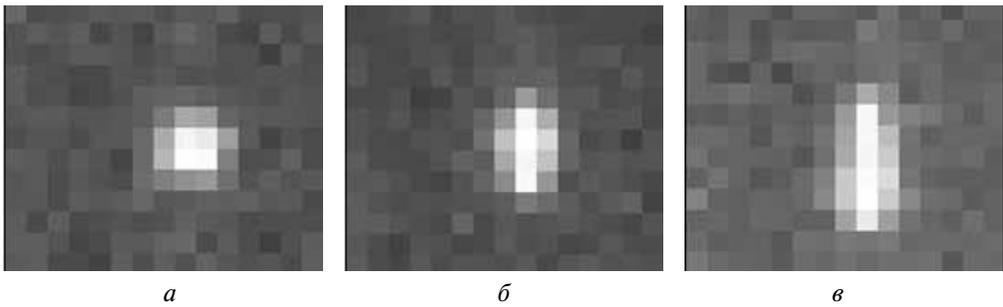


Рис. 2. Изображение одной и той же звезды на ПЗС-матрице при нарастающей скорости движения космического аппарата. Суммарная энергия изображения звезды: $I_1 > I_2 > I_3$ (а, б, в соответственно)

Оценка чувствительности прибора БОКЗ-М60/1000 выполнялась в режиме «Слежение» на скорости 15 угл. с/с и 3 град/с.

На рис. 3 приведён снимок ночного неба, полученный в одном из сеансов работы с прибором БОКЗ-М60/1000 на скорости 15 угл. с/с. Размер кадра составляет 1024×1024 элемента, при времени экспозиции 120 мс. На кадре выделена часть звёзд с различной звёздной величиной, которые были взяты в обработку. Результаты расчёта приведены в табл. 1.

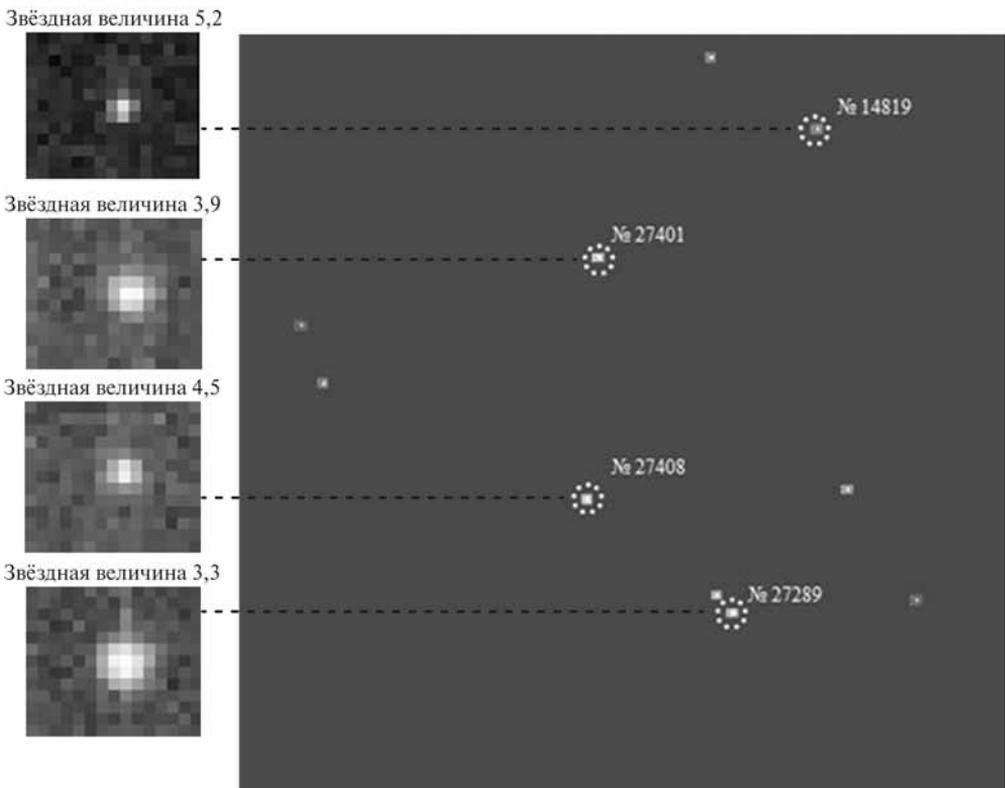


Рис. 3. Кадр ночного неба, зарегистрированный прибором БОКЗ-М60/1000 при его вращении с угловой скоростью 15 угл. с/с

Исходное изображение звезды	Изображение звезды после вычитания порога	Порог
SAO 27289 (Звездная величина 3,3)		
		171
SAO 27401 (Звездная величина 3,9)		
		175
SAO 27408 (Звездная величина 4,5)		
		177

Рис. 4. Начало рисунка. Окончание на следующей странице.

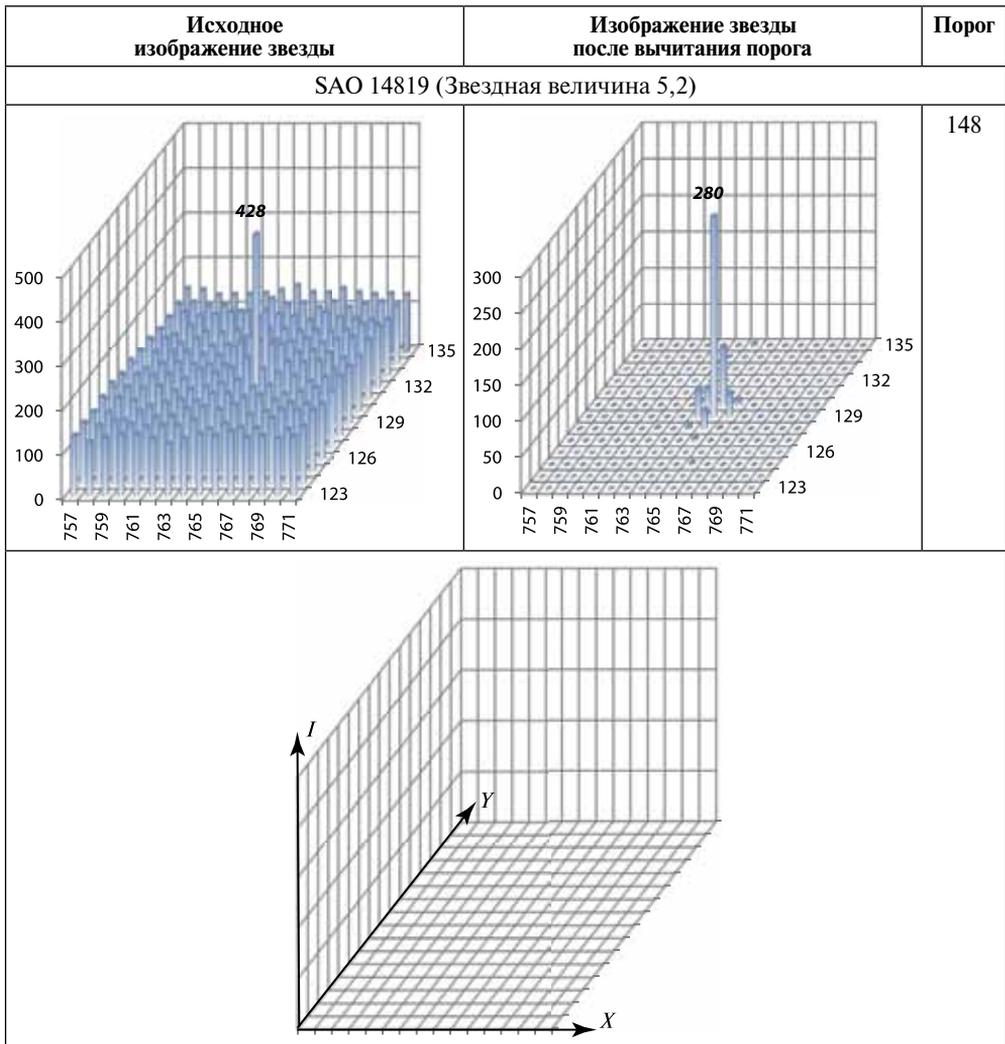


Рис. 4. Окончание рисунка. Изображения звезд на ПЗС-матрице прибора при угловой скорости 15 угл.с/с. По осям координат отложены номера элементов ПЗС-матрицы (оси X и Y) и уровень сигнала в градациях АЦП (ось I)

Таблица 1. Результаты обработки кадра ночного неба, полученного с прибора БОКЗ-М60/1000 на скорости 15 угл. с/с

№ по SAO-каталогу	Звёздная величина	Координаты энергетического центра звезды, элем.		Суммарная энергия изображения звезды, град. АЦП	Число элементов в звезде
		X	Y		
27289	3,3	653,36	780,35	5290	23
27401	3,9	475,44	302,57	3173	28
27408	4,5	460,62	627,24	1180	16
14819	5,2	764,90	129,45	660	14

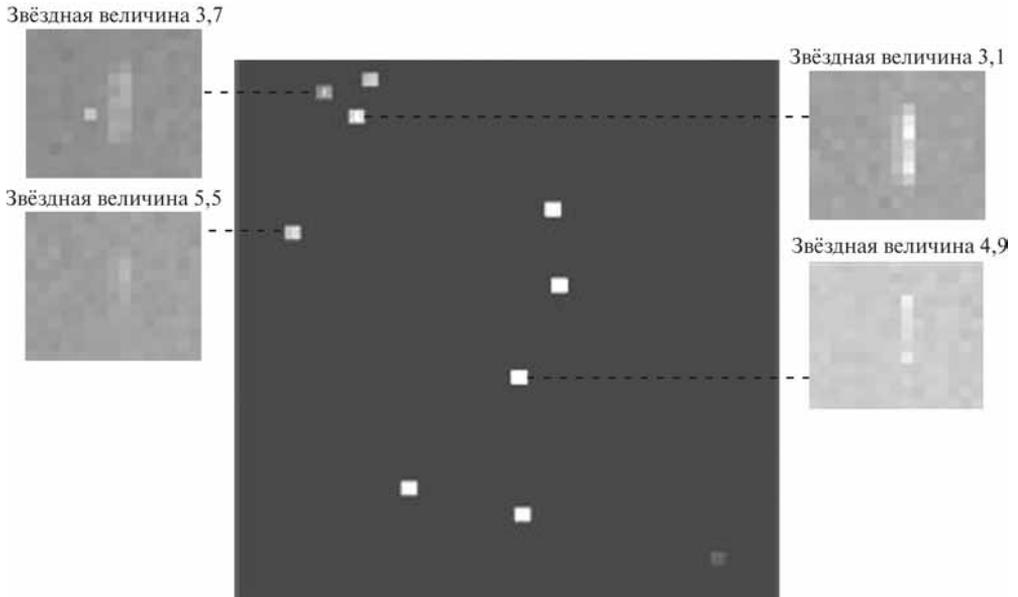


Рис. 5. Бинированный кадр, зарегистрированный прибором БОКЗ-М60/1000 при его вращении с угловой скоростью 3 град/с

Изображения рассматриваемых звёзд на ПЗС-матрице до и после вычитания порогового значения представлены на рис. 4.

Для обеспечения работоспособности на высоких угловых скоростях прибор БОКЗ-М60/1000 при определённой скорости осуществляет чтение ПЗС-матрицы в виде бинированных кадров.

На рис. 5 приведён бинированный кадр, полученный в одном из сеансов работы с прибором БОКЗ-М60/1000 на скорости 3 град/с. Размер бинированного кадра составляет 512×512 элементов, при времени экспозиции 60 мс. На кадре выделена часть звёзд с различной звёздной величиной, которые были взяты в обработку. Результаты расчёта приведены в табл. 2.

Таблица 2. Результаты обработки кадра ночного неба, полученного с прибора БОКЗ-М60/1000 на скорости 3 град/с

№ по SAO-каталогу	Звёздная величина	Координаты энергетического центра звезды, элем.		Суммарная энергия изображения звезды, град. АЦП	Число элементов в звезде
		X	Y		
42630	3,1	113,32	54,56	1467	13
42661	3,7	82,08	31,55	671	13
26687	4,9	268,50	300,66	329	6
42490	5,5	52,50	163,50	115	4

Изображения рассматриваемых звёзд на ПЗС-матрице до и после вычитания порогового значения представлены на рис. 6.

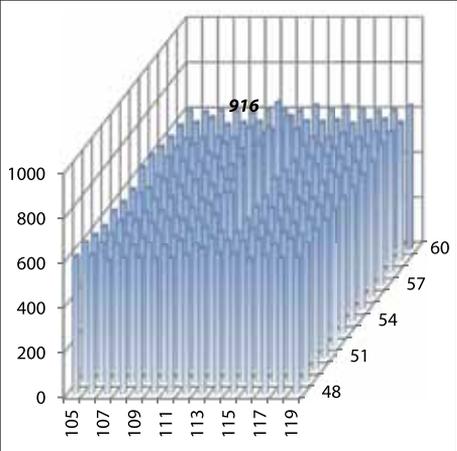
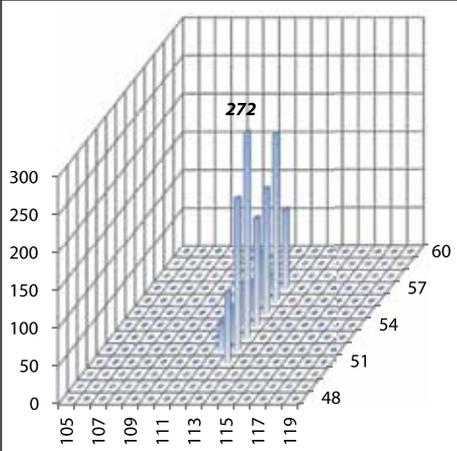
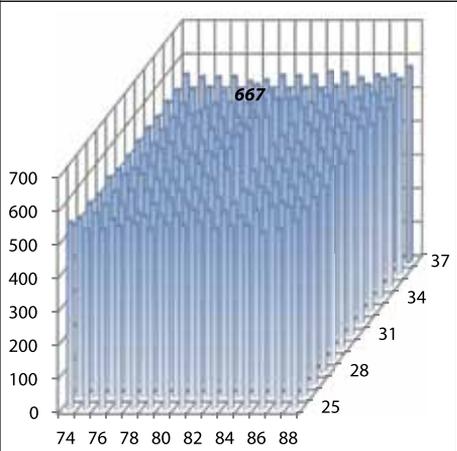
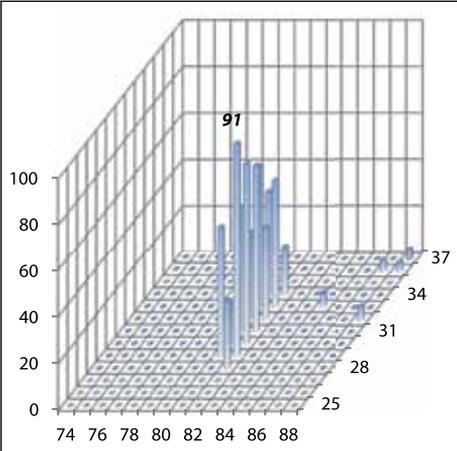
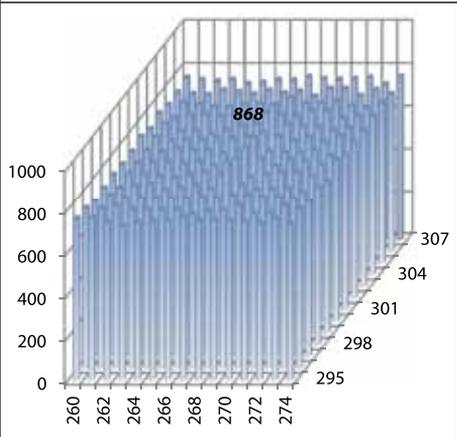
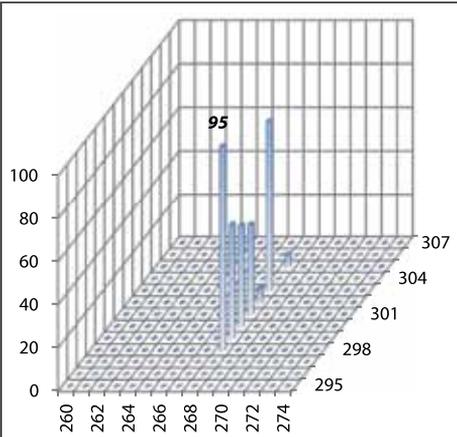
Исходное изображение звезды	Изображение звезды после вычитания порога	Порог
SAO 42630 (Звездная величина 3,1)		
		644
SAO 42661 (Звездная величина 3,7)		
		575
SAO 26687 (Звездная величина 4,9)		
		773

Рис. 6. Начало рисунка. Окончание на следующей странице.

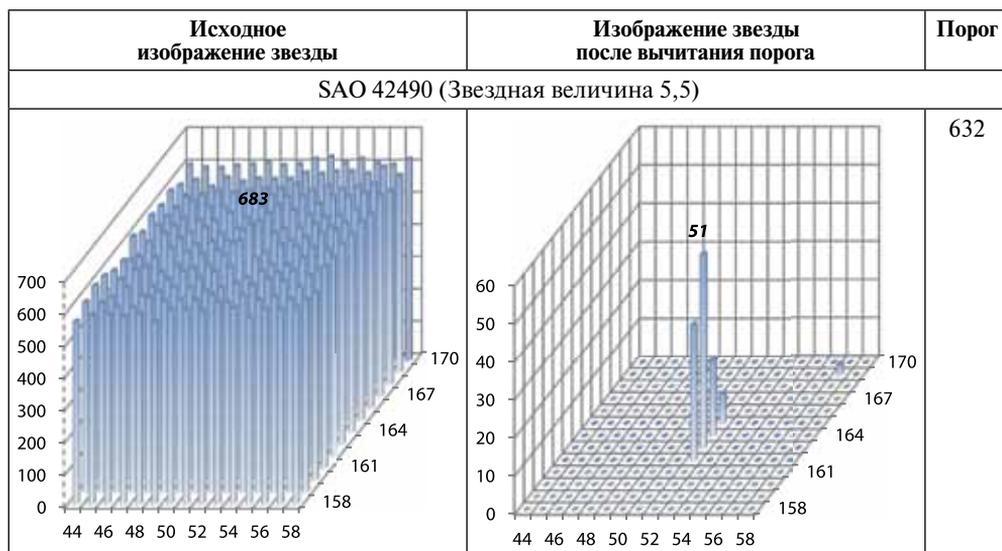


Рис. 6. Окончание рисунка. Изображения звёзд на ПЗС-матрице прибора при угловой скорости 3 град/с. По осям координат отложены номера элементов ПЗС-матрицы и уровень сигнала в градациях АЦП

Измерение величины допустимой угловой скорости и углового ускорения

Измерение выполнялось с помощью поворотной платформы с расположенным на ней прибором БОКЗ-М60/1000.

Установлено, что прибор сохраняет работоспособность при движении с угловой скоростью:

- в режимах «Начальная ориентация» («НО»)/«Текущая ориентация» («ТО») до 3 град/с;
- в режиме «Слежение» до 6 град/с (при разгоне с угловым ускорением 1 град/с²).

Полученные количественные значения не только удовлетворяют требованиям технического задания (ТЗ), но и значительно их превосходят (табл. 3).

Таблица 3. Скоростные качества прибора БОКЗ-М60/1000 (по данным ТЗ и эксперимента)

Характеристика	Максимальное значение характеристики, при которой происходит определение параметров ориентации			
	угловая скорость, град/с			угловое ускорение, град/с ²
	«НО»	«ТО»	«Слежение»	«Слежение»
Значение по ТЗ	0,5	0,5	3	0,03
Реальное значение	3	3	6	1

Определение точности работы прибора при движении со скоростью вращения Земли

Оценка влияния угловой скорости на величину случайной составляющей погрешности измерения параметров ориентации была проведена при неподвижном положении платформы относительно Земли. В этом эксперименте угловое движение определялось только вращением Земли.

Среднеквадратическое отклонение угла прямого восхождения составило 1,5 угл. с, угла склонения — 1,25 угл. с и угла азимута — 11 угл. с. На рис. 7–9 приведены изменения углов ориентации (прямое восхождение, склонение и азимут) во времени.

Исследование погрешности прибора при более высоких угловых скоростях с использованием платформы затруднено тем, что она не обеспечивает достаточную для этого точность углового движения и сама может служить источником ошибки

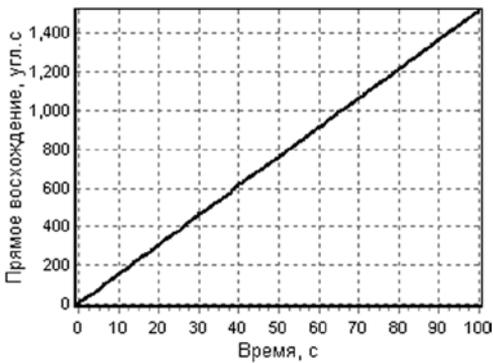


Рис. 7. График зависимости угла прямого восхождения от времени

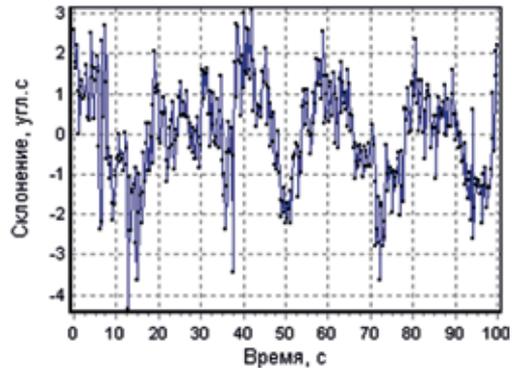


Рис. 8. График зависимости угла склонения от времени

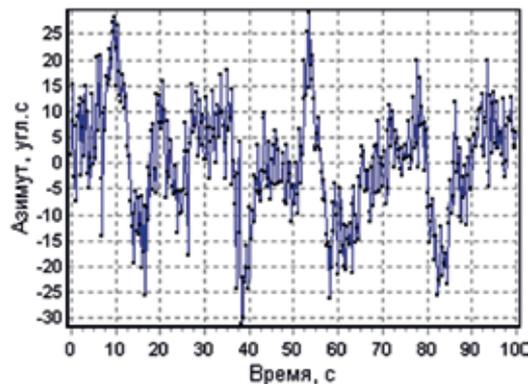


Рис. 9. График зависимости угла азимута от времени

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Прибор БОКЗ-М60/1000 обеспечивает устойчивое функционирование по звёздам реальной небесной сферы. Установлено, что в естественных условиях прибор БОКЗ-М60/1000 надёжно исполняет команды «Начальная ориентация» и «Текущая ориентация» при угловой скорости до 3 град/с. При этом прибор сохраняет работоспособность в режиме «Слежение» при угловой скорости до 6 град/с и угловом ускорении до 1 град/с². По результатам натурных испытаний проведена оценка чувствительности прибора и выполнен расчёт точности измерений при движении со скоростью вращения Земли.

RESULTS OF FULL-SCALE TESTING OF THE STAR TRACKER BOKZ-M60/1000

G. A. Avanesov, R. V. Bessonov, V. Y. Dementiev, E. A. Mysnik

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

Presents the methods and results of full-scale testing of the star tracker BOKZ-M60/1000. During full-scale testing the estimation of sensitiveness of device is conducted and the calculation of exactness of measurings is executed at motion at a speed of rotation of Earth.

Confirmed the efficiency of the device at the angular velocity of up to 6 deg/s and angular acceleration to 1 deg/s².

Keywords: star tracker, full-scale testing.

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

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

Dementiev Vladimir Yurievich — engineer, e-mail: DemV87@yandex.ru.

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

РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ ЗВЁЗДНОГО ПРИБОРА ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ВОЗДЕЙСТВИЕ ПРОТОННОГО ИЗЛУЧЕНИЯ

В. И. Федосеев, В. В. Куняев, Л. М. Юдина, А. А. Коптев, В. С. Тюрин, Н. И. Иванов

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

Рассматривается оценка стойкости матричного фотоприёмника (МФП) звёздного прибора ориентации КА к воздействию протонного излучения. Показано, что в результате воздействия в МФП генерируются помеховые сигналы двух видов — кратковременные (однокадровые) дефекты изображения в отдельных пикселах и устойчивые дефекты изображения. Показано, что интенсивность генерации дефектов существенно зависит от энергии протонов. Приведены количественные оценки интенсивности возникновения дефектов изображения на МФП для протонов энергии 50, 100, 200 и 1000 МэВ по результатам наземных испытаний на ускорителе заряженных частиц, прогнозные оценки для условий космического пространства и экспериментальные данные о количестве дефектов для условий космического пространства. Подтверждено соответствие прогнозных оценок экспериментальным данным.

Ключевые слова: звёзды, датчик, космос, ориентация, испытания, помеха, протоны.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время многие разработчики космической аппаратуры вынуждены по известным причинам использовать элементную базу, стойкость которой к воздействиям факторов космического пространства (КП), в частности к заряженным частицам (ЗЧ), заранее не известна. Поэтому в процессе разработки приходится проводить испытания по исследованию изменения параметров критичных электрорадиоизделий (ЭРИ) при этих воздействиях с тем, чтобы выработать на основе полученных данных соответствующие меры по парированию их последствий. Существующие нормативные документы [РД134-0139-2005, 2005; ОСТ134-1044-2007, 2007] устанавливают методы оценки стойкости (расчётные и при испытаниях) к воздействию ЗЧ КП по одиночным сбоям и отказам для радиоэлектронной аппаратуры. Оптико-электронная аппаратура, в том числе звёздные приборы, по сравнению с радиоэлектронной имеет важную особенность — в неё входит приёмник излучения, реагирующий на ЗЧ специфическим образом, не так, как другие электрорадиоизделия. Поэтому для оптико-электронной аппаратуры методы оценки работоспособности должны быть уточнены с учётом этой специфики.

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

Куняев Владимир Васильевич — главный специалист, e-mail: 1102@geocos.ru.

Юдина Лариса Михайловна — начальник отдела, e-mail: 1102@geocos.ru.

Коптев Александр Афанасьевич — главный специалист, e-mail: 5002@geocos.ru.

Тюрин Владимир Сергеевич — ведущий инженер, e-mail: 1102@geocos.ru.

Иванов Николай Иванович — инженер 1-й категории, e-mail: 1102@geocos.ru.

В настоящей работе приводятся результаты испытаний звёздных приборов 329К на ускорителе протонов, предлагается методика сопоставления результатов в части одиночных эффектов воздействия на матричный фотоприёмник (МФП) при наземных испытаниях и при работе на орбите.

Действие протонов на МФП проявляется в двух видах (это отмечалось также в работах [Аванесов и др., 2003, 2009]) — в виде кратковременных дефектов изображения (КДИ) и в виде устойчивых дефектов изображения (УДИ). Под дефектами изображения понимаются темновые сигналы с пикселей, отличающиеся от среднего значения темнового сигнала более некоторой пороговой величины. В качестве такого порога логично выбрать порог обнаружения звёзд в приборе. Кратковременные дефекты изображения наблюдаются в сигнале пикселей одного кадра, того, в течение экспозиции которого имело место воздействие протонов на соответствующие пиксели. Устойчивые дефекты изображения наблюдаются в течение многих кадров после попадания протонов на пиксели. Количество возникающих УДИ значительно меньше, чем КДИ, но меры по их парированию сложнее. В работе [Аванесов и др., 2009] отмечено также, что свойством генерации УДИ обладают не все МФП и не при всех условиях.

Условия испытаний на ускорителе протонов существенно отличаются от условий работы аппаратуры на орбите, основные отличия состоят в следующем:

- 1) на орбите на прибор действует излучение с широким энергетическим спектром, при испытаниях возможно воздействие только с одним перенастраиваемым уровнем энергии протонов;
- 2) на орбите на прибор действует излучение со всех сторон (изотропно), при испытаниях на Земле излучение строго направленное;
- 3) на орбите излучение воздействует на все составные части прибора одновременно, при испытаниях размер облучающего пучка ограничен, поэтому облучать прибор приходится по частям;
- 4) на орбите излучение воздействует на прибор непрерывно, при испытаниях излучение импульсное;
- 5) плотность излучения на орбите невелика, проведение испытаний с такой плотностью (учитывая также импульсный характер имитирующего излучения) потребует больших затрат времени (месяцы и годы) и финансовых средств, поэтому приходится ускорять испытания за счёт увеличения плотности до величины, не приводящей к искажению конечного результата.

1. ВЫБОР ЭНЕРГИИ ПРОТОНОВ И ПЛОТНОСТИ ПУЧКА ПРИ ИСПЫТАНИЯХ

При проведении испытаний на ускорителях и сопоставлении их результатов с работой на орбите перечисленные выше различия необходимо учитывать. При этом неочевидным является способ учёта различия по спектральному составу излучения. Для выбора величины энергии протонов при испытаниях и определения количественного соотношения плотности воздействующего пучка с плотностью протонов на орбите был использован следующий подход.

За основу приняты дифференциальные энергетические спектры протонов из документов [РД134-0139-2005, 2005; ОСТ 134-1044-2007, 2007], представленные в качестве примера на рис. 1 в виде графиков (для конкретности приведены спектры протонов естественных радиационных поясов Земли (ЕРПЗ) для орбит с высотой 600...1200 км). График для защиты 3 г/см² соответствует усреднённой по разным направлениям величине защиты в приборе, график для защиты 0,01 г/см² иллюстрирует исходную плотность на орбите практически при отсутствии защиты. Из графиков видно, что, хотя на орбите преобладающими являются низкоэнергетические протоны, в реальном приборе их доля среди действующих на ЭРИ не велика, так как они сильно поглощаются элементами конструкции. Поэтому использовать их при испытаниях на ускорителе не целесообразно. Вторым фактором, который необходимо учитывать, — это чувствительность МФП к генерации УДИ при воздействии протонов различной энергии. Такую зависимость необходимо определить экспериментально. На рис. 2 представлена эта зависимость в виде графика, построенного по результатам измерения для четырёх значений энергии протонов — 50, 100, 200, 1000 МэВ.

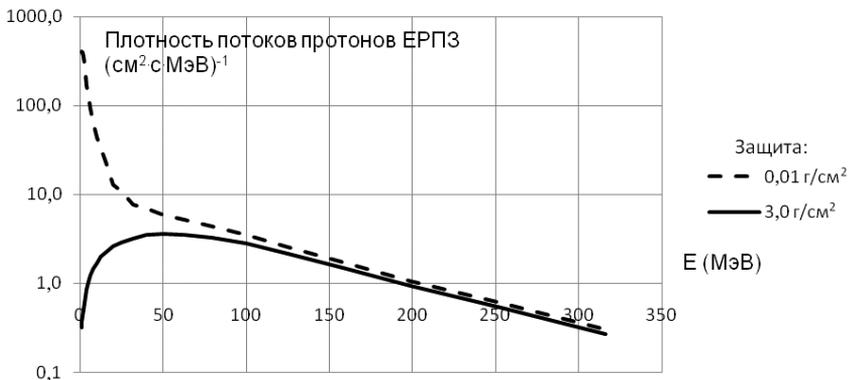


Рис. 1. Дифференциальные энергетические спектры средней плотности потоков протонов ЕРПЗ (высоты орбит 600...1200 км)

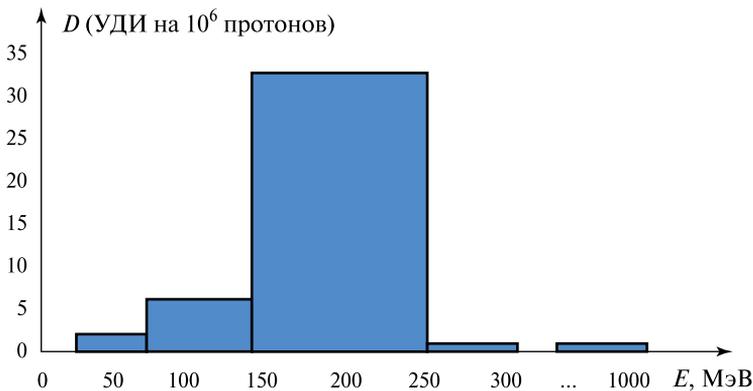


Рис. 2. Чувствительность МФП к образованию УДИ в зависимости от энергии протонов (с учётом защиты)

С учётом сказанного ожидаемая интенсивность образования УДИ в МФПУ на орбите J_{op} может быть записана в виде

$$J_{op} = S \int_E \varphi_p(E) D(E) dE, \quad (1)$$

где $\varphi_p(E)$ — дифференциальная плотность потоков протонов на орбите, прот./см²·с·МэВ; $D(E)$ — чувствительность приёмника к образованию УДИ, деф./прот.; S — площадь приёмника, см².

Ответ на обратный вопрос, как определить плотность протонов в пучке $\Pi(E_{исп})$ при испытаниях с энергией протонов $E_{исп}$, которая была бы по УДИ эквивалентна плотности протонов на орбите J_{op} , даётся формулой

$$\Pi(E_{исп}) = \frac{J_{op}}{D(E_{исп})}.$$

По изложенной методике на основе данных по плотности протонов из [РД134-0139-2005, 2005; ОСТ 134-1044-2007, 2007] выполнены прогнозные оценки интенсивности генерации УДИ при работе приборов на разных орбитах, результаты представлены в табл. 1.

Таблица 1. Прогнозные оценки интенсивности генерации УДИ при работе приборов на разных орбитах

Интенсивность генерации УДИ	Орбиты $H = 600...1200$ км	Высокие круговые орбиты $H > 2000$ км
Средняя интенсивность генерации	5 УДИ/ч	6 УДИ/сут
Максимальная интенсивность генерации	82 УДИ/ч	144 УДИ/ч

2. РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ

Во время испытаний определялась интенсивность образования УДИ как при включённом приборе, так и при выключенном, а также интенсивность образования КДИ. Сводные данные приведены в табл. 2 (данные усреднены по трём направлениям и двум приборам). Видно, что интенсивность образования УДИ в выключенном приборе примерно на порядок ниже, чем во включённом, а КДИ — на 3-4 порядка выше, чем УДИ во включённом.

Таблица 2. Результаты наземных испытаний на воздействие протонов

№ п/п	Энергия, МэВ	Среднее количество УДИ на 10^6 протонов		У1/У2	Количество КДИ на 10^6 протонов
		прибор включён (У1)	прибор выключен (У2)		
1	50	1,35	0,17	7,9	6485
2	100	5,28	—	—	134 944
3	200	32,8	2,71	12,1	288 196
4	1000	0,9*	—	—	—

* Данные по одному прибору: У1, У2 — количество УДИ.

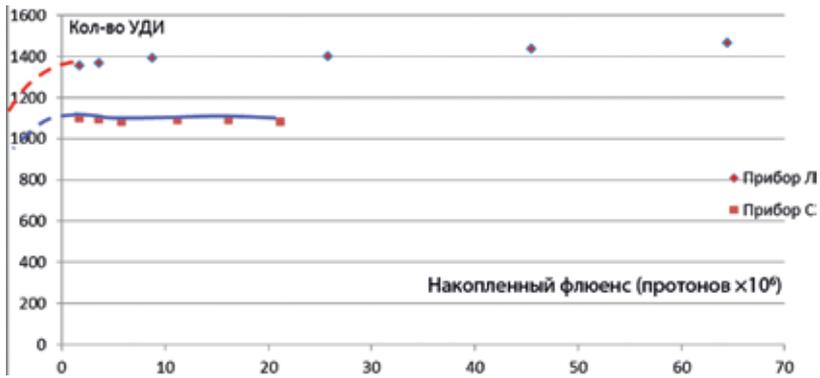


Рис. 3. Графики зависимости количества УДИ от накопленного флюенса, полученные при испытаниях

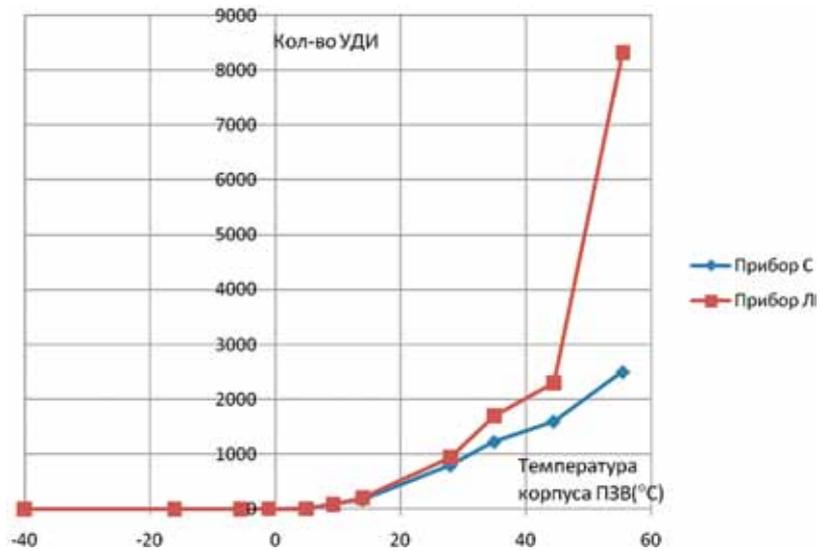


Рис. 4. Зависимость количества УДИ от температуры

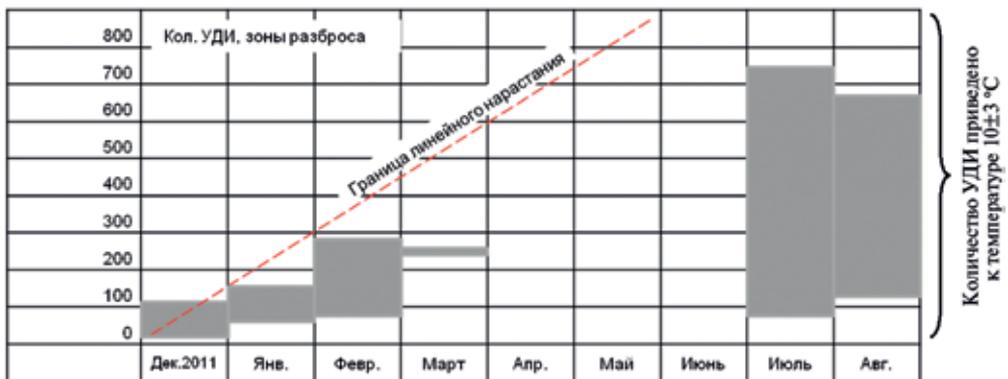


Рис. 5. Изменение количества УДИ в полёте (геостационарная орбита)

При длительном воздействии на прибор потока протонов небольшой постоянной интенсивности (порядка $10^3 \dots 10^4$ прот./см²·с·МэВ) обнаружена интересная закономерность — по мере накопления флюенса количество УДИ в МФП выходит на некоторый стационарный уровень, величина которого зависит от плотности воздействующего излучения. Полученные при испытаниях зависимости для двух приборов представлены на рис. 3.

Анализ координат УДИ при достижении стационарного уровня показывает, что в процессе облучения происходит постоянное обновление УДИ при сохранении общего их количества — часть УДИ пропадает и заменяется вновь образующимися. Это свидетельствует о том, что при воздействии протонов в МФП происходят два процесса — с одной стороны, идёт генерация новых УДИ, а с другой — происходит «рассасывание» ранее образовавшихся.

Подтверждена также сильная зависимость количества УДИ в облучённых приборах от температуры. Эта зависимость, полученная после воздействия протонов при испытаниях, для двух приборов представлена на рис. 4.

На рис. 5 представлены результаты измерения количества УДИ в одном из приборов 329К, полученные при лётных испытаниях в составе КА «Луч-5А» на геостационарной орбите. Поскольку количество УДИ сильно зависит от температуры, то для выполнения каких-либо сопоставлений необходимо привязывать данные измерений к определённой температуре (на рис. 5 это 10 ± 3 °С). В полёте температура корпуса прибора меняется в широких пределах, имеется температурный перепад между корпусом и МФП, зависящий от нескольких факторов. Это вызывает большую погрешность привязки результата измерения количества УДИ к определённой температуре. По этой причине данные измерений, выполненных на протяжении испытаний в разные месяцы, изображены на рис. 5 в виде зон разброса — затонированных прямоугольников. В марте было всего три измерения, причём все были выполнены в одно и то же календарное время суток (т.е. при одной и той же температуре МФП), поэтому зона разброса здесь маленькая. В другие месяцы измерения делались в разное время суток, это приводило к большой погрешности температурной привязки и широкой зоне разброса. В апреле — июне измерений УДИ не было. На рисунке штриховой линией показана граница линейного нарастания количества УДИ, построенная исходя из прогнозной оценки скорости нарастания среднего количества дефектов. Видно, что, во-первых, зоны разброса лежат ниже этой границы, и, во-вторых, наблюдается тенденция к выходу количества УДИ на стационарный уровень.

3. МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ПЕРВОГО ПРИБЛИЖЕНИЯ ПРОЦЕССА ИЗМЕНЕНИЯ КОЛИЧЕСТВА ДЕФЕКТОВ

Выше отмечен установленный факт, что при воздействии протонов в МФП происходят два процесса — с одной стороны, идёт генерация новых УДИ, а с другой — происходит «рассасывание» ранее образовавшихся. Этот факт позволяет представить математическую модель процесса изменения количества дефектов при воздействии протонов. Если принять интенсивность каждого из этих двух процессов постоянной, то можно получить следующее дифференциальное уравнение, описывающее изменение количества дефектов $N(t)$:

$$N'(t) + c_2 N(t) = c_1, \tag{2}$$

где $N'(t)$ — производная $N(t)$; c_1 — скорость генерации новых УДИ при воздействии протонов, УДИ/с; c_2 — удельная (отнесённая к одному дефекту) скорость снижения количества дефектов за счёт «рассасывания», 1/с.

Решением этого уравнения при нулевом начальном условии является процесс $N(t)$, представляющий собой математическую модель изменения количества УДИ в принятых предположениях:

$$N(t) = \frac{c_1}{c_2} [1 - \exp(-c_2 t)]. \tag{3}$$

Из (2) следует, что стационарный уровень количества дефектов определяется отношением c_1/c_2 , а начальная интенсивность нарастания — параметром c_1 . В качестве наглядной иллюстрации на рис. 6 приведены графики $N(t)$ при постоянных и изменяющихся значениях c_1, c_2 . Это позволяет на качественном уровне представить возможное поведение количества УДИ в реальных условиях при изменении плотности протонов на орбите.

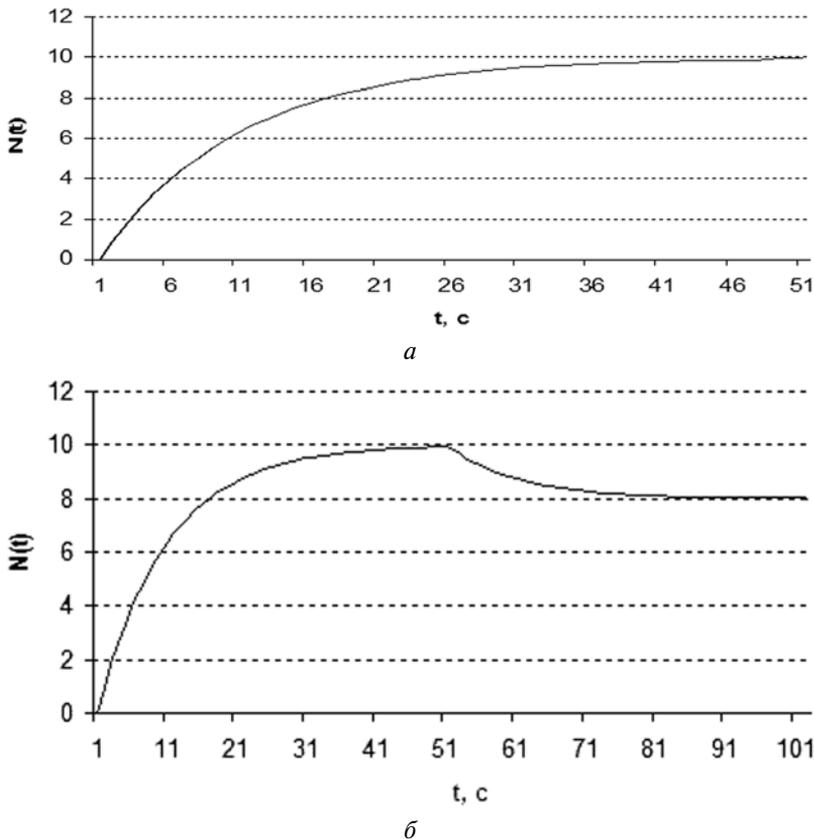


Рис. 6. Примеры использования математической модели первого приближения: графики зависимости $N(t)$ при $c_2 = 0,1$ 1/с, $c_1/c_2 = 10$ УДИ (а) и при $c_2 = 0,1$ 1/с, начальном значении $c_1/c_2 = 10$ УДИ и скачкообразном уменьшении последнего в момент $t = 50$ с до $c_1/c_2 = 8$ УДИ (б)

Для практического использования модели (2), (3) необходимо знать параметры c_1 и c_2 . Если параметр c_1 более или менее оправданно считать линейно зависящим от плотности потока протонов, то характер зависимости параметра c_2 от плотности потока и других факторов требует дальнейших исследований. Что такая зависимость существует, можно считать установленным фактом, так как после снятия облучения с прибора количество дефектов несколько уменьшается, но не до 0 (что было бы согласно модели, если $c_2 = \text{const}$). Поэтому модель (2),(3) при линейной зависимости c_1 от плотности излучения и $c_2 = \text{const}$ надо рассматривать как модель первого приближения.

ВЫВОДЫ

По результатам испытаний на воздействие протонов на звёздный прибор установлены следующие закономерности реакции МФП испытываемого прибора на воздействующее излучение:

- в результате воздействия в МФП генерируются помеховые сигналы двух видов — кратковременные (однокадровые) дефекты изображения в отдельных пикселах и устойчивые дефекты изображения;
- интенсивность генерации КДИ и УДИ тем больше, чем больше плотность потока воздействующего излучения;
- интенсивность генерации КДИ и УДИ существенно зависит от энергии протонов;
- УДИ генерируются при воздействии протонов как на включённый прибор, так и на выключенный; в последнем случае скорость генерации в несколько раз ниже;
- при воздействии протонов на включённый прибор количество УДИ вначале растёт линейно по мере набора флюенса, затем стабилизируется на некотором уровне насыщения; величина уровня насыщения тем больше, чем больше плотность воздействующего излучения;
- определены количественные характеристики воздействия протонов на МФП прибора 329К, для других типов МФПУ такие характеристики должны определяться индивидуально.

ЛИТЕРАТУРА

- [РД134-0139-2005, 2005] РД134-0139-2005. Аппаратура, приборы, устройства и оборудование космических аппаратов. Методы оценки стойкости к воздействию заряженных частиц космического пространства по одиночным сбоям и отказам. М.: ФГУП «ЦНИИ Машиностроения», 2005. 79 с.
- [ОСТ134-1044-2007, 2007] ОСТ134-1044-2007. Аппаратура, приборы, устройства и оборудование космических аппаратов. Методы расчёта радиационных условий на борту космического аппарата и установления требований по стойкости радиоэлектронной аппаратуры к воздействию заряженных частиц космического пространства естественного происхождения. М.:ФГУП «ЦНИИ Машиностроения», 2007. 182 с.
- [Аванесов и др., 2003] *Аванесов Г. А., Акимов В. В., Воронков С. В.* Исследование влияния заряженных частиц на функционирование астронавигационных приборов // Известия ВУЗов. Приборостроение. 2003. Т. 46. № 4. С. 79–83.

[Аванесов и др., 2009] *Аванесов Г. А., Акимов В. В., Воронков С. В.* Результаты испытаний ПЗС-матриц российского и зарубежного производства на источниках заряженных частиц // Сборник трудов Всероссийской научно-технической конференции «Современные проблемы определения ориентации и навигации космических аппаратов», Россия, Таруса, 22–25 сентября 2008. М.: ИКИ РАН, 2009. С. 447–457.

PROTON'S RADIATION INFLUENCE TO STAR TRACKER CHECKOUT RESULTS

V. I. Fedoseev, V. V. Kunyaev, J. L. Mihaylovna, A. A. Koptev, V. S. Tjurin, I. N. Ivanov

Joint Stock Company Scientific and Production Enterprise "Geofizika-Cosmos", Moscow

The article tells about radiotolerance of star tracker's CCD to proton radiation's influence. Some pixels of CCD get short-term damages or DSNU (Dark Signal Non Uniformity) as a result of proton's radiation. Both kinds of damages' appearance intensity depend of proton's energy. Ground-based measurements of DSNU appearance intensity were made by charged particle accelerator, results for 50, 100, 200 and 1000 MeV protons are included in article. Predictive estimates for DSNU appearance intensity for space are made. In-flight results conform to predictive estimates.

Keywords: stars, tracker, cosmos, orientation, checkout, interference, coordinates, protons.

Fedoseev Viktor Ivanovich — doctor of science, deputy chief department designer; e-mail: Fedoseev_V@geocos.ru.

Kunyaev Vladimir Vasiljevich — principal officer; e-mail: 1102@geocos.ru.

Judina Larisa, head of section — e-mail 1102@geocos.ru.

Koptev Alexander Afanasyavich — principal officer; e-mail: 5002@geocos.ru.

Tjurin Vladimir Sergeevich — principal engineer; e-mail 1102@geocos.ru.

Ivanov Nikolay Ivanovich — 1st category engineer; e-mail 1102@geocos.ru.

МЕТОДЫ ПОВЫШЕНИЯ ТОЧНОСТИ СТЕНДОВОГО ОБОРУДОВАНИЯ ДЛЯ НАЗЕМНОЙ ОТРАБОТКИ ПРЕЦИЗИОННЫХ ЗВЁЗДНЫХ ДАТЧИКОВ

Г. В. Бунтов, А. В. Верховцева, А. С. Забиякин, А. Н. Князев, А. М. Стальнов

Филиал ФГУП Государственного научно-производственного ракетно-космического центра «ЦСКБ-Прогресс» — научно-производственное предприятие «ОПТЭКС» (ФГУП «ГНП РКЦ «ЦСКБ-Прогресс» НПП «ОПТЭКС»), Москва

В работе приведены технические требования к точностным параметрам звёздного датчика и стендового оборудования, разрабатываемые в НПП «ОПТЭКС». Представлен состав стенда измерения угловых координат и описаны принципы работы его основных узлов.

Ключевые слова: стенд измерения угловых координат, звёздный датчик, калибровка.

Одной из основных качественных характеристик данных, получаемых системами дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), является точность координатной привязки получаемых снимков. Для ряда специфических областей применения данных ДЗЗ желательно иметь точность привязки изображения на уровне единиц метров. Задачу высокоточного определения параметров ориентации космического аппарата (КА) с целью обеспечения точного направления на земную поверхность визирной оси оптической системы возможно решить с помощью прецизионных звёздных датчиков.

Математическое моделирование, проведённое в НПП «ОПТЭКС», показало, что для достижения координатной привязки с точностью не хуже 10 м для снимков с космических аппаратов, находящихся на круговых орбитах высотой 500...800 км, необходимо определять направление визирной оси во время съёмки с точностью порядка 1,5...2 угл. с, для чего, в свою очередь, необходимо знать ориентацию системы координат КА с точностью порядка 0,5 угл. с. Это значение является основным техническим параметром для проектирования звёздных датчиков и соответствующего стендового оборудования [Клюшников и др., 2010].

При разработке и производстве приборов ориентации важное место занимают их испытания, наземная отработка и калибровка с применением специализированного измерительного стендового оборудования. В связи с тенденцией повышения точностных характеристик приборов астроориентации становится актуальной и приоритетной задача повышения точности стендового оборудования. Значительную сложность представляет создание стендовой базы для аттестации звёздных датчиков оптико-электронных комплексов, поскольку стендов, способных контролировать угловое положение изделия и измерять углы с точностью долей секунд, в настоящее время в России не существует.

Бунтов Геннадий Владимирович — начальник лаборатории, e-mail: gbunt@gmail.ru.

Верховцева Алевтина Викторовна — начальник лаборатории, кандидат физико-математических наук, e-mail: alevteena@gmail.com.

Забиякин Александр Сергеевич — начальник НТК-1, e-mail: optecs@mail.ru.

Князев Александр Николаевич — начальник отделения 12, e-mail: optecs@mail.ru.

Стальнов Алексей Михайлович — инженер-конструктор 1-й категории, e-mail: Aleks_Stal1m@mail.ru.

В НПП «ОПТЭКС» для наземной отработки и аттестации звёздного датчика разрабатывается комплекс прецизионных измерительных установок: стенд-имитатор звёздного неба и стенд измерения угловых координат. В настоящей работе более подробно рассматривается стенд измерения угловых координат.

Основное назначение стенда измерения угловых координат — задавать и измерять с высокой точностью угловые координаты тестового объекта. При отработке звёздных датчиков в НПП «ОПТЭКС» на стенде необходимо подтверждение следующих требований по значениям предельной погрешности при измерении координат одной неподвижной звезды в пределах задаваемого углового поля зрения приборной системы координат (ПСК) звёздного датчика: не более 3 угл. с по осям $O_n X_n, O_n Y_n$.

Анализ факторов, влияющих на точность определения угловых параметров звёздного датчика, показывает необходимость обеспечения стендом высокой точности измерений не хуже 1,5 угл. с при измерении угловых координат тестового объекта при калибровке. Достижение требуемой точности обеспечивается как разработкой новых конструктивных решений, так и применением высокоточных измерительных приборов и комплектующих узлов.

Стенд, разработанный в НПП «ОПТЭКС», представляет собой оптико-механическую систему с подвижными элементами, взаимосвязанными между собой. На рис. 1 представлена 3D-модель стенда измерения угловых координат, а на рис. 2 приведена оптическая схема.

Важным элементом стенда является внеосевое параболическое зеркало, лишённое сферической аберрации и позволяющие проецировать точечный источник света в бесконечность. Основные технические параметры зеркала приведены в таблице.

Параметры внеосевого параболического зеркала

Геометрия	Клиновья
Механический диаметр, мм	$120^{+0}_{-0,25}$
Световая зона, мм	Не менее 110
Толщина по тонкому краю, мм	20 ± 1
Толщина по толстому краю, мм	41
Истинный фокус, мм	1000 ± 5
Наклонный фокус, мм	1030
Зональный радиус, мм	350 ± 1
Внеосевое расстояние до края, мм	290
Точность поверхности в световой зоне	$\lambda/8$ на 633 нм
Качество полировки в световой зоне	4-й класс оптической чистоты
Юстировочная плоскость	Размер 50 мм, ориентирована ортогонально оптической оси параболы с точностью не хуже 30 угл. с
Канавка на боковой стороне	Ширина $4,0 \pm 0,5$ мм, глубина $4,0 \pm 0,5$ мм, точность позиционирования — не хуже 0,25 мм, в 10 мм от края детали

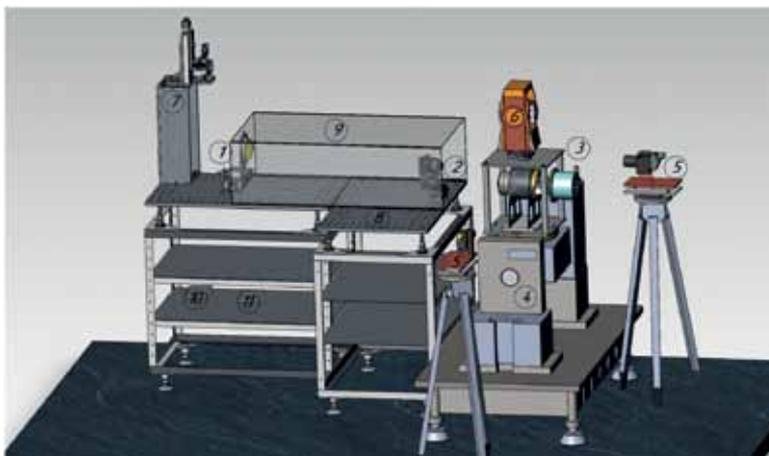


Рис. 1. 3D-модель станда измерения угловых координат: 1 — зеркальный коллиматор; 2 — имитатор звезды; 3 — держатель прибора; 4 — двухосный поворотный стол СС-36-09; 5 — автоколлиматоры АКУ-1; 6 — тахеометр SOKKIA NET-05X; 7 — юстировочное приспособление (система зеркал) для работы с тахеометром; 8 — оптический стол; 9 — кожух светозащитный; 10 — блоки питания; 11 — ЗИП

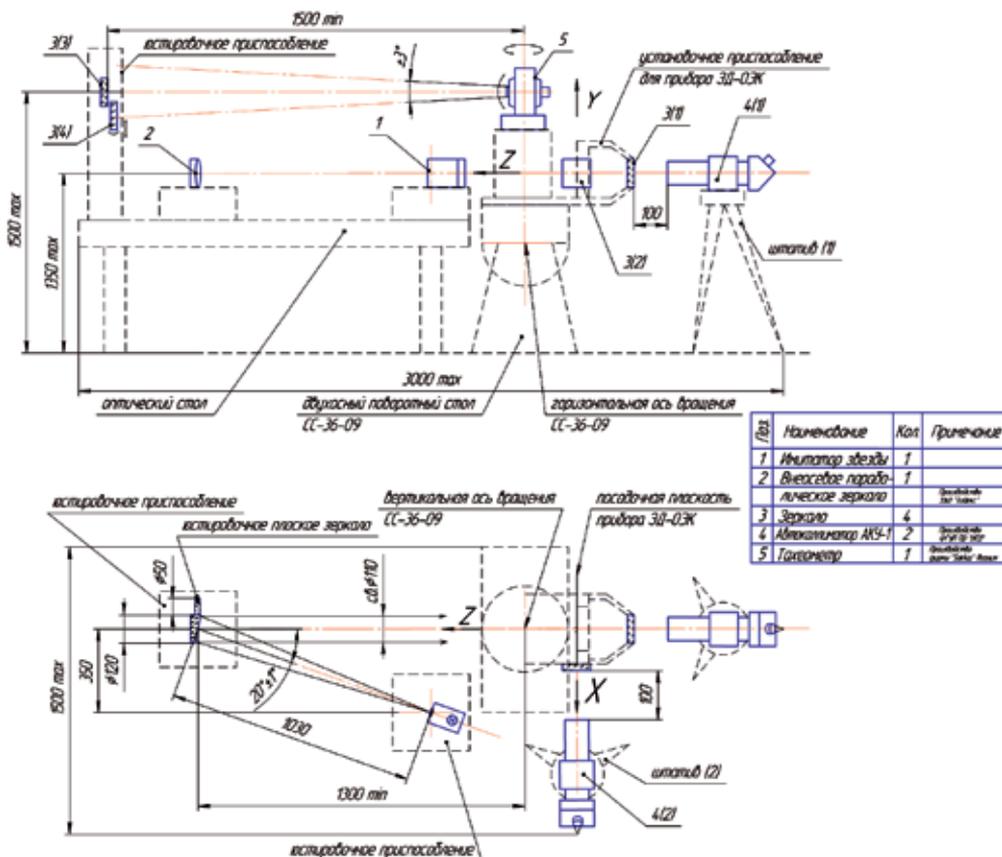


Рис. 2. Оптическая схема станда измерения угловых координат

На данной установке базовое положение ПСК определяется с погрешностью не более ± 1 угл. с по двум плоским зеркалам держателя прибора с помощью двух автоколлиматоров.

Поворот ПСК звёздного датчика по осям X, Y производится с помощью двухосного поворотного стола с погрешностью установки положения прибора не более $\pm 1,5$ угл. с.

Углы поворота измеряются с помощью тахеометра, работающего в режиме автоколлимации по зеркалам юстировочного приспособления с погрешностью не более $\pm 0,5$ угл. с [Блинов и др., 2011].

Зеркальный коллиматор (внеосевое параболическое зеркало) создаёт засветку входного окна объектива звёздного датчика параллельными лучами света, исходящими из точечной диафрагмы имитатора звезды и находящимися в фокальной плоскости. Таким образом достигается имитация засветки объектива прибора от бесконечно удалённого источника света, аналогично свету от звезды.

В процессе калибровки комплекса звёздного датчика минимизация систематических погрешностей определения координат точечного объекта в приборной системе координат осуществляется с помощью данных, полученных от высокоточных энкодеров, встроенных в двухосный поворотный стол. Данные от энкодеров сопоставляются с полученными результатами тахеометра, работающего в режиме автоколлимации, что обеспечивает высокую суммарную точность результатов при калибровке.

Применяя высокоточные измерительные приборы в сочетании с новыми конструктивными решениями, использованными в НПП «ОПТЭКС» при создании стенда, можно получить погрешности измерения угловых координат одиночного точечного источника излучения в пределах углового поля зрения 15° не более 3 угл. с (по уровню 3σ).

Разработанный стенд может также использоваться для комплексной отладки, калибровки, проведения испытаний астронавигационных приборов, подтверждения точностных характеристик, измерения параметров оптических систем, например, дисторсии объектива, тестирования и оптимизации алгоритмов калибровки приборов.

ЛИТЕРАТУРА

- [Клюшников и др., 2010] *Клюшников М. В., Блинов В. Д., Петкевич М. С.* Методические проблемы моделирования точностных параметров прецизионных звёздных датчиков // *Материалы научно-технической конференции: «Системы наблюдения, мониторинга и дистанционного зондирования Земли»*. М.: МНТОРЭС им. А. С. Попова, филиал ФГУП «ГНП РКЦ «ЦСКБ-Прогресс – «НПП «ОПТЭКС», 2010. С. 142–147.
- [Блинов и др., 2011] *Блинов В. Д., Забиякин А. С., Верховцева А. М., Князев А. Н., Соколов С. А., Разживалов П. Н.* Высокоточный звёздный датчик для перспективных КА ДЗЗ высокого разрешения // *Материалы научно-технической конференции: «Системы наблюдения, мониторинга и дистанционного зондирования Земли»*. М.: МНТОРЭС им. А. С. Попова, филиал ФГУП «ГНП РКЦ «ЦСКБ-ПРОГРЕСС – «НПП «ОПТЭКС», 2011. С. 122–127.

METHODS OF INCREASE OF ACCURACY STAND EQUIPMENT FOR GROUND TESTS STAR TRACKER

G. V. Buntov, A. V. Verhovtseva, A. S. Zabyakin, A. N. Knyazev, A. M. Stal'nov

Branch of State Research and Production Space-Rocket Center “TsSKB-Progress” – State Research and Production Enterprise «OPTEKS», Moscow

The paper presents the technical requirements for the accuracy parameters of the star tracker and stand equipment developed at The OPTECS. Presented the structure of the stand measuring angular coordinates and described the principles of operations of its main units.

Keywords: stand measuring angular coordinates, star tracker, calibration.

Buntov Gennady Vladimirovich — head of the laboratory, e-mail: gbunt@gmail.ru.

Verhovtseva Alevtina Viktorovna — head of the laboratory, PhD, e-mail: alevteena@gmail.com.

Zabyakin Alexander Sergeevich — head of the HTK-1, e-mail: optecs@mail.ru.

Knyazev Alexander Nikolaevich — head of the Department 12, e-mail: optecs@mail.ru.

Stal'nov Aleksey Mikhaylovich — engineer- constructor 1st category, e-mail: Aleks_Stal1m@mail.ru.

ПОВЫШЕНИЕ ВЕРОЯТНОСТИ РАСПОЗНАВАНИЯ ЗВЁЗД ПРИ ВЫСОКИХ УГЛОВЫХ СКОРОСТЯХ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ИНФОРМАЦИИ ОБ УГЛОВОЙ СКОРОСТИ

В. О. Князев, А. А. Поздняков

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

Предложен метод повышения вероятности распознавания фрагмента звёздного неба при больших угловых скоростях космического аппарата. Метод состоит из двух частей: первая — определение угловой скорости, выбор оптимального времени накопления сигналов и специально сформированного для текущей скорости звёздного каталога. Вторая — слежение не только за визируемыми на фотоприёмной матрице звёздами, но и за теми звёздами, которые уже вышли за пределы поля зрения. Слежение за такими звёздами возможно путём интегрирования угловой скорости с последующим пересчётом координат на текущий момент времени.

Ключевые слова: звёздный датчик, распознавание звёзд, датчик угловой скорости, слежение, звёздный каталог, алгоритм.

Алгоритмы распознавания в современных звёздных датчиках (ЗД) основаны на сравнении угловых расстояний между визируемыми звёздами с угловыми расстояниями между звёздами в приборном каталоге. Для уверенного распознавания звёзд необходимым условием является достаточно малая погрешность определения углового расстояния между звёздами. Если эта погрешность больше некоторого значения, то алгоритмы распознавания могут не найти соответствия пары, а затем и группы визируемых звёзд в приборном каталоге, или найти неверное соответствие. Кроме того, если в алгоритм распознавания передаются координаты не только звёзд, но и светящихся «звездopodobных» объектов, то высока вероятность совпадения углового расстояния звезда — помеха с парой звёзд в приборном каталоге. Алгоритмы распознавания могут отличаться друг от друга, однако всегда предполагают наличие минимального количества одновременно визируемых звёзд (обычно от 4 до 6).

При повышенных угловых скоростях вращения космического аппарата (КА) возникает «смаз» изображения звёзд на фотоприёмной (ФП) матрице звёздного датчика. «Смаз» сильно усложняет поиск изображения звезды, особенно при наличии дефектных элементов ФП-матрицы и эффектов воздействия падающих протонов, кроме того, ухудшается точность вычисления энергетического центра изображения.

Наиболее простой способ борьбы со «смазом» изображения заключается в уменьшении времени накопления сигналов на ФП-матрице, что, однако, приводит к уменьшению чувствительности звёздного датчика, а значит, снижает вероятность визирования необходимого для распознавания количества звёзд в поле зрения.

Очевидно, что обнаружить слабые звёзды при малом времени накопления невозможно, поэтому для обнаружения и распознавания звёзд при больших ($>0,5$ град/с) угловых скоростях движения понадобятся более яркие звёзды.

Проведём выборку звёзд из приборного каталога звёзд таким образом, чтобы новый, назовём его «скоростной», каталог состоял из звёзд, звёздная величина которых меньше предельной звёздной величины, характерной для заданного времени накопления. Такая оценка может быть получена расчётно-экспериментальным путём — с использованием высокоточного имитатора звезды или по результатам натуральных испытаний. Предположим, что для угловой скорости 3 град/с и соответствующего ей времени накопления 50 мс оценка предельной звёздной величины составляет $m_v = 3,5$. Зная угловую скорость, будем проводить распознавания отслеживаемых звёзд по «скоростному» каталогу. Так как в «скоростном» каталоге содержится значительно меньше звёзд, то для корректного распознавания могут допускаться большие погрешности определения углов между звёздами.

Такой подход избавит от повышенных погрешностей определения угловых межзвёздных расстояний, что улучшит вероятность распознавания, однако остаётся проблема отсутствия в поле зрения достаточного количества звёзд для распознавания. Для решения этой проблемы предлагается использовать следующую методику: проводить слежение за световыми источниками, регистрируемыми на ФП-матрице, так как это делается в обычном ЗД, а используя значение вектора угловой скорости, следить за теми звёздами, которые уже вышли из поля зрения. Значение угловой скорости может быть получено от датчиков угловой скорости (ДУС) КА или с ДУС, встроенных в ЗД.

Иллюстрация к методу повышения вероятности распознавания звёзд с использованием информации об угловой скорости приведена на рисунке.

На момент визирования первого кадра в поле зрения находится всего две потенциальные звезды. На момент времени последнего кадра в поле зрения находится только одна звезда № 5, при этом координаты звёзд № 1–4 рассчитываются с использованием интегрирования угловой скорости с ДУС.

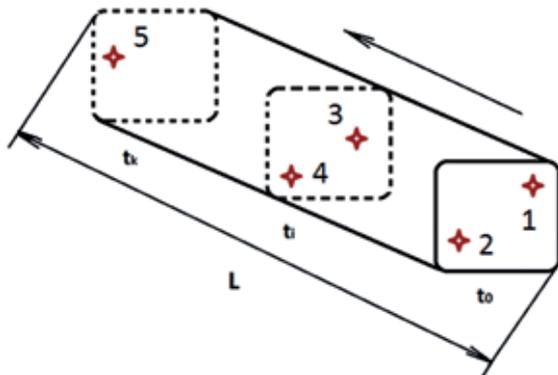


Иллюстрация к методу повышения вероятности распознавания звёзд с использованием информации об угловой скорости: t_0 — первый кадр визирования ярких звёзд с малым временем накопления; t_i — промежуточный кадр визирования; t_k — последний кадр визирования; L — длина траектории (пропорциональна угловой скорости); стрелкой указано направление движения поля зрения по небесной сфере

Учитывая, что погрешности ДУС имеют временной характер, погрешности определения координат звёзд № 1 и 2 будут больше, чем у звёзд № 3, 4 и тем более № 5.

Вопросы поиска, селекции и слежения за световыми источниками, регистрируемыми на ФП-матрице, оставим за рамками статьи, а подробнее остановимся на слежении за источниками по показаниям ДУС. Для пересчёта координат источников в приборной системе координат (ПСК) на необходимый момент времени воспользуемся следующей формулой:

$$\mathbf{s}'_i = q \cdot \mathbf{s}_i \cdot q^*,$$

где \mathbf{s}_i — вектор направляющих косинусов i -й звезды в ПСК на момент визирования звезды в поле зрения БО; вектор представляется в виде кватерниона $\mathbf{s}_i = (0, s_{x_i}, s_{y_i}, s_{z_i})$; \mathbf{s}'_i — вектор направляющих косинусов i -й звезды в ПСК на заданный момент времени (вектор представляется в виде кватерниона); q — кватернион, характеризующий поворот ПСК в инерциальном пространстве от момента визирования звезды до заданного момента времени; q^* — соответствующий сопряжённый кватернион.

Для расчёта параметров ориентации путём интегрирования показаний ДУС (угловой скорости) применим известный метод — интегрирование кинематических уравнений Пуассона для кватернионов, связывающих параметры ориентации и угловую скорость вращения объекта:

$$2\dot{\Lambda} = \Lambda \cdot \Omega.$$

Система дифференциальных уравнений будет выглядеть следующим образом:

$$\begin{cases} 2\dot{\lambda}_0 = -\lambda_1\omega_x - \lambda_2\omega_y - \lambda_3\omega_z, \\ 2\dot{\lambda}_1 = \lambda_0\omega_x + \lambda_2\omega_z - \lambda_3\omega_y, \\ 2\dot{\lambda}_2 = \lambda_0\omega_y + \lambda_3\omega_x - \lambda_1\omega_z, \\ 2\dot{\lambda}_3 = \lambda_0\omega_x + \lambda_1\omega_y - \lambda_2\omega_z. \end{cases}$$

Решение полученной системы дифференциальных уравнений можно найти численными методами, например, методом Рунге-Кутты 4-го порядка.

Таким образом, для успешного распознавания группы звёзд при больших (например, до 3 град/с) угловых скоростях необходимо:

- измерить угловую скорость;
- в соответствии с угловой скоростью выбрать время накопления сигналов на ФП-матрице и необходимый «скоростной» звёздный каталог;
- измерить координаты яркой звезды в ПСК;
- продолжать слежение за звездой при выходе её за поле зрения;
- набрать достаточное количество звёзд для успешного распознавания.

Для подтверждения эффективности предлагаемого метода распознавания было проведено математическое моделирование с помощью специально разработанной программы в среде Builder C++6.

В качестве алгоритма распознавания группы звёзд был использован один из вариантов алгоритма прибора 348К, разработки ОАО «НПП «Геофизика-Космос». Базовый каталог звёзд содержит 1422 звезды с $m_v < 5,3$ и формируется в 29 856 пар звёзд.

Исходными данными программы являются:

- 1) «скоростной» каталог звёзд для звёздных величин $m_v < 3,5; <4,0; <4,5;$
- 2) каталог пар для распознавания;
- 3) смоделированные траектории перемещения поля зрения ЗД по небесной сфере, содержащие координаты и номера звёзд, которые попадают в поле зрения ЗД за время движения.

Погрешности определения координат звёзд в ПСК по показаниям ДУС и ЗД задавались с учётом их упрощённых математических моделей. Коррекция показаний ДУС при этом не моделировалась (так как ориентация ещё не была определена), следовательно, погрешности определения координат звёзд по показаниям ДУС составляли значительные величины — до 10 угл. мин и более (в зависимости от времени прохождения траектории). Для проверки помехоустойчивости алгоритма на каждой итерации моделирования к списку распознаваемых звёзд добавлялось случайное количество ложных источников (от 5 до 10).

Математическая модель распознавания производит обработку каждой траектории (всего таких траекторий 1 529 830 равномерно по всей небесной сфере) и проводит распознавание по соответствующему «скоростному» каталогу (в зависимости от угловой скорости). Результатом моделирования является оценка вероятности распознавания по результатам обработки всех траекторий как отношение числа распознанных фрагментов к общему числу фрагментов. Также проводилась оценка максимального времени ожидания необходимого числа звёзд для распознавания.

В таблице приведены результаты математического моделирования распознавания звёзд с использованием ДУС и скоростного каталога.

Результаты математического моделирования

Параметры	Штатный каталог	Скоростной каталог № 1	Скоростной каталог № 2	Скоростной каталог № 3
Исходные данные				
Угловая скорость ω , град/с	$\leq 0,5$	0,5...1	1...2	2...3
Предельная звёздная величина m_v	5,3	4,5	4,0	3,5
Количество звёзд в каталоге, шт.	1422	1114	712	410
Количество пар звёзд в каталоге пар, шт.	29 829	33 990	30 024	27 625
Результаты математического моделирования				
Вероятность распознавания, %	99,93	99,83	99,82	90,30
Максимальное время распознавания с учётом сканирования по небесной сфере, с	≤ 5	5	10	16

Как видно из данных таблицы, вероятность распознавания группы звёзд для угловых скоростей до 2 град/с практически не отличается от базовой. Таким образом, математическое моделирование подтверждает правильность выбранного подхода.

Отметим, что количество пар звёзд во всех «скоростных» каталогах приблизительно соответствует количеству пар в исходном каталоге, следовательно, при проведении распознавания группы звёзд по «скоростному» каталогу временные затраты будут приблизительно одинаковы.

Итак, предлагаемый метод использует информацию об угловой скорости вращения приборной системы координат и позволяет проводить распознавание даже при отсутствии необходимого числа звёзд в мгновенном поле зрения. Оценка угловой скорости может быть получена как от системы управления КА, так и со встроенных в звёздный прибор датчиков угловой скорости. Привязка вектора угловой скорости (измеряемого по показаниям ДУС) к инерциальной системе координат при этом не требуется.

IMPROVING OF STARS IDENTIFICATION PROBABILITY USING ANGULAR RATE VALUES IN CASE OF SPACECRAFT FAST ROTATION

V. O. Knyazev, A. A. Pozdnyakov

Joint Stock Company Scientific and Production Enterprise “Geofizika-Cosmos”, Moscow

The method of improving of stars identification probability using angular rate values is described in this article. Method consists of two parts: the first is to measure angular rate, to choose optimal integration time for photo detector and the special star identification catalogue. The second is to trace the detected stars as well as stars that already left the instant field of view. Tracking of such stars is possible via integration of angular rate and re-counting stars coordinates to instant time.

Keywords: star tracker, stars identification, angular rate sensor, tracking, star catalogue, algorithm.

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

Pozdnyakov Alexey Andreevich — engineer, 1st category, e-mail: 1102@geocos.ru.

АВТОМАТИЧЕСКОЕ РАСПОЗНАВАНИЕ И ОПРЕДЕЛЕНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ОБЪЕКТОВ ОКОЛОЗЕМНОГО ПРОСТРАНСТВА

М. А. Бондаренко

Московский государственный университет имени М.В. Ломоносова,
факультет вычислительной математики и кибернетики, Москва

В статье представлена алгоритмическая реализация автоматического распознавания объектов околоземного пространства на примере распознавания метеоров в ночном небе по одиночным кадрам и определения их физических характеристик, таких как абсолютная светимость и звёздная величина. В ходе выполнения работы был получен новый метод медианной фильтрации, который отличается от классического более высоким качеством фильтрации. Полученные результаты представляют ценность как для фундаментальных астрофизических исследований, так и для решения прикладных задач навигации летательных аппаратов и искусственных спутников Земли (ИСЗ).

Ключевые слова: фотометрия околоземного пространства, система технического зрения, обработка изображений.

ВВЕДЕНИЕ

Активное развитие цифровой фотометрии околоземного пространства обусловлено, прежде всего, требованиями к безопасности полётов ИСЗ, летательных аппаратов в верхних слоях атмосферы, космических аппаратов и станций от столкновения с малыми телами Солнечной системы и космическим мусором. Следующее ключевое приложение — фундаментальные исследования природы малых тел Солнечной системы. Особо следует отметить задачу заблаговременного предупреждения бомбардировки Земли малыми космическими телами.

Фотометрия околоземного пространства характеризуется большими объёмами получаемой информации, из которой очень малая доля представляет полезные данные. Отсюда следует высокая трудоёмкость или практическая невозможность получения точного научного результата при ручном анализе данных фотометрии оператором. Таким образом, автоматический анализ фотометрии представляет большую практическую ценность.

СПОСОБ ОБРАБОТКИ КАДРОВ ФОТОМЕТРИИ

Ниже предлагается общая схема обработки кадра для автоматического распознавания объектов в ночном небе:

- вычитание шумового фона;
- фильтрация;
- повышение контраста;
- сегментация объектов по заданному набору признаков;
- выделение характеристик сегментированных объектов;
- анализ характеристик объектов;
- принятие решения.

Вычитание шумового фона

Начальное вычитание шумового фона обусловлено спецификой задачи: наличие большого количества неинформативных областей с относительно невысокой яркостной вариацией: звёзды и прочие объекты на фоне ночного неба. Исходя из особенностей обрабатываемого изображения, предполагается, что фоновые неинформативные пиксели располагаются по его краям.

Пусть исходное изображение

$$F(x, y) \in \mathbb{R}^{M \times N}, \quad x = 0, \dots, M - 1, \quad y = 0, \dots, N - 1,$$

тогда обработанное изображение $G(x, y) \in \mathbb{R}^{M \times N}$ имеет вид

$$G(x, y) = \begin{cases} F(x, y) - k, & F(x, y) \geq k, \\ 0, & F(x, y) < k, \end{cases}$$

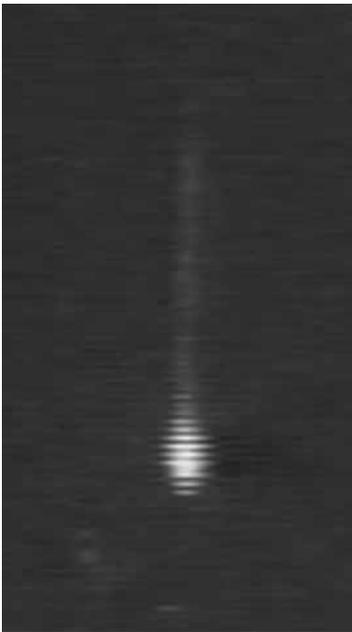
где

$$k = \frac{1}{2(N + M)} \left(\sum_{\substack{y=0 \\ x=0, M-1}}^{y=N-1} F(x, y) + \sum_{\substack{x=0 \\ y=0, N-1}}^{x=M-1} F(x, y) \right),$$

$$\forall x = 0, \dots, M - 1, \forall y = 0, \dots, N - 1.$$

Результат работы алгоритма вычитания фона представлен на рис. 1.

Как видно на рис. 1, шумовая составляющая кадра с метеором существенно снизилась, сохранив при этом полезный сигнал практически без потерь.



Исходное изображение



Результат обработки

Рис. 1. Обработка кадра с метеором в ночном небе путём вычитания фона

Фильтрация кадра

Помимо фонового шума на обрабатываемых кадрах имеет место импульсный шум, связанный с чувствительностью матрицы цифровой камеры и погрешностью оцифровки полученного видеосигнала, а также шум, обусловленный структурой матрицы цифровой камеры: в нашем случае это характерные полосы на изображении. Для подавления импульсного шума используется модификация стандартного медианного фильтра, как наиболее подходящая для устранения шума [Гонсалес, Вудс, 2005]. Модификация заключается в использовании эллиптической окрестности пиксела внутри маски. Использование эллиптической маски обусловлено знанием об истинной форме звёзд и сгорающих метеоров.

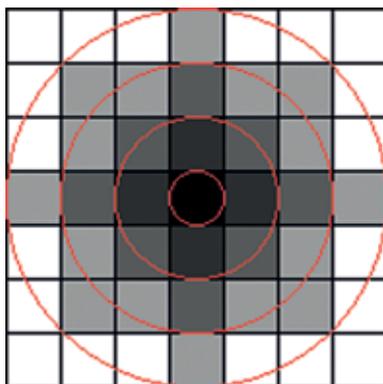
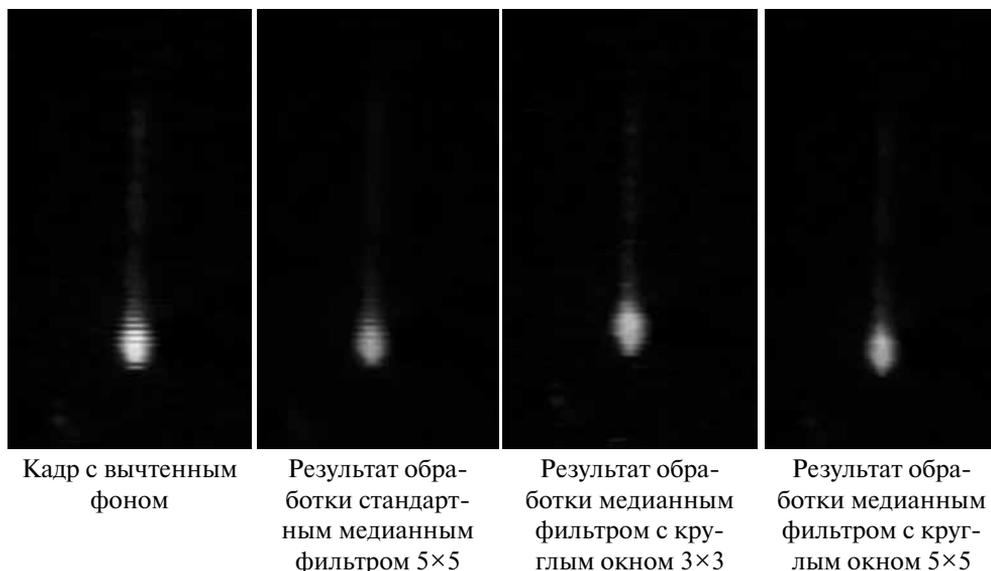


Рис. 2. Круглые маски размером 1×1 , 3×3 , 5×5 , 7×7 ; разным цветом показаны граничные пиксели, принадлежащие разным маскам



Кадр с вычтенным фоном

Результат обработки стандартным медианным фильтром 5×5

Результат обработки медианным фильтром с круглым окном 3×3

Результат обработки медианным фильтром с круглым окном 5×5

Рис. 3. Обработка кадра с метеором в ночном небе различными видами медианной фильтрации

Пусть размер квадратной маски задаётся как $(2r+1) \times (2r+1)$, где $r \geq 0$ — целое число, радиус маски (при $r = 0$ имеем тождественный фильтр). Тогда условие принадлежности пиксела эллиптической маске задаётся функцией: $ax^2 + by^2 \leq r^2$, где x, y — координаты пиксела на изображении; $a > 0, b > 0$ — главные диаметры эллипса. В данной реализации $a = b = 1$, т.е. используются те пиксели квадратной маски, которые ограничены функцией, задающей круг: так получается круглая маска. Вид круглых масок представлен на рис. 2.

Результаты подавления импульсного и матричного шумов кадра с вычтенным фоном представлены на рис. 3.

Как видно на рис. 3, медианный фильтр с круглым окном хорошо подавляет матричный шум в отличие от стандартного медианного фильтра, который не смог существенно устранить матричный шум, и в то же время предлагаемый фильтр не так сильно искажает полезный сигнал. В реализации алгоритма используется маска 5×5 .

Повышение контраста

Для усиления полезного сигнала используется алгоритм линейного растяжения гистограммы яркостей изображения:

$$G(x, y) = (2^b - 1) \frac{G(x, y) - G_{\min}}{G_{\max} - G_{\min}}, \quad x = 0, \dots, M - 1, \quad y = 0, \dots, N - 1,$$

$$G_{\max} = \max_{x,y} G(x, y), \quad G_{\min} = \min_{x,y} G(x, y),$$

где G — обрабатываемое изображение размером $M \times N$; b — битность пиксела изображения G . Результат работы алгоритма представлен на рис. 4.

Использование линейного гистограммного преобразования объясняется важностью сохранения яркостного распределения в кадре для более точного установления абсолютной светимости и звёздной величины (з. в.) объектов.

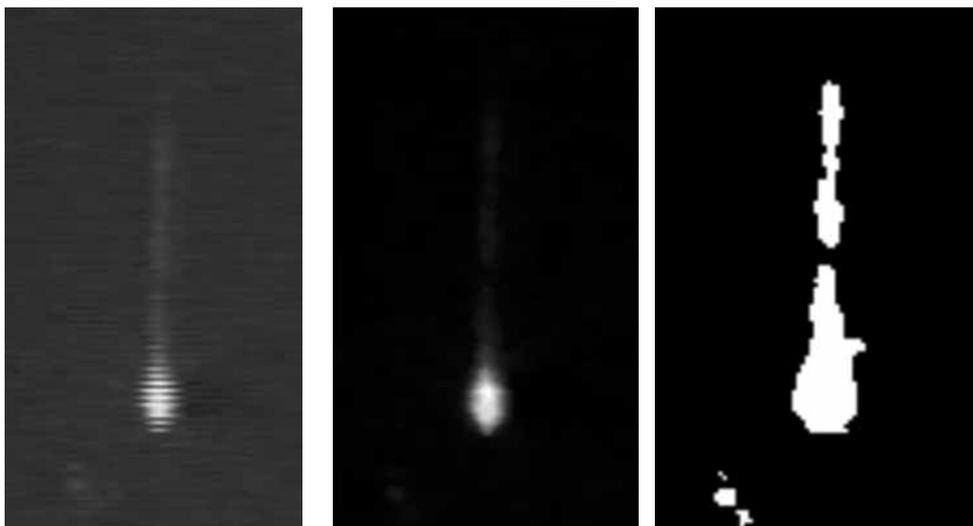


Исходное отфильтрованное изображение



Результат коррекции

Рис. 4. Линейная гистограммная коррекция отфильтрованного кадра



Исходное изображение Обработанное изображение Результат сегментации

Рис. 5. Сегментация изображения посредством пороговой бинаризации

Сегментация объектов по заданному набору признаков

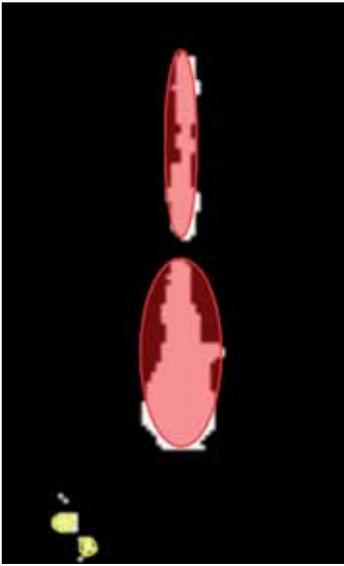
Сегментация областей интереса (метеоров, звёзд и прочих объектов в небе) производится пороговой бинаризацией кадра как наиболее быстрым и одновременно эффективным методом. Порог бинаризации b выбирался опытным путём из диапазона яркостей $[0, 32]$ для 8-битных изображений так, чтобы не отсементировать оставшиеся шумовые составляющие изображения и в то же время выделить полезные объекты. Чем меньше шумовых составляющих на изображении, тем этот порог ближе к 0. В данной реализации $b = 16$. Результат сегментации кадра представлен на рис. 5.

Анализ сегментированных объектов

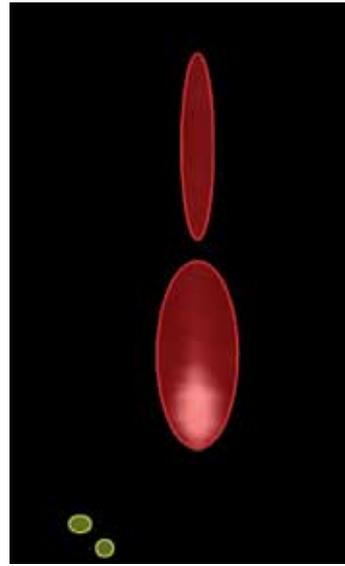
Для анализа формы объектов используется алгоритм закраски связной области, который выделяет следующую полезную информацию (структуру из пяти полей) об объектах:

- главные диаметры объектов;
- число пикселей;
- пиксельная плотность объекта — отношение числа пикселей объекта к числу пикселей ограничивающей его прямоугольной области;
- координаты центра прямоугольной области, ограничивающей объект;
- суммарная пиксельная яркость.

При автоматическом распознавании объекта исследуется не изображение, а указанная структура.



Результат распознавания объектов



Совмещение с обработанным кадром

Рис. 6. Результат распознавания объектов: жёлтыми эллипсами обведены звёзды, красными — метеоры

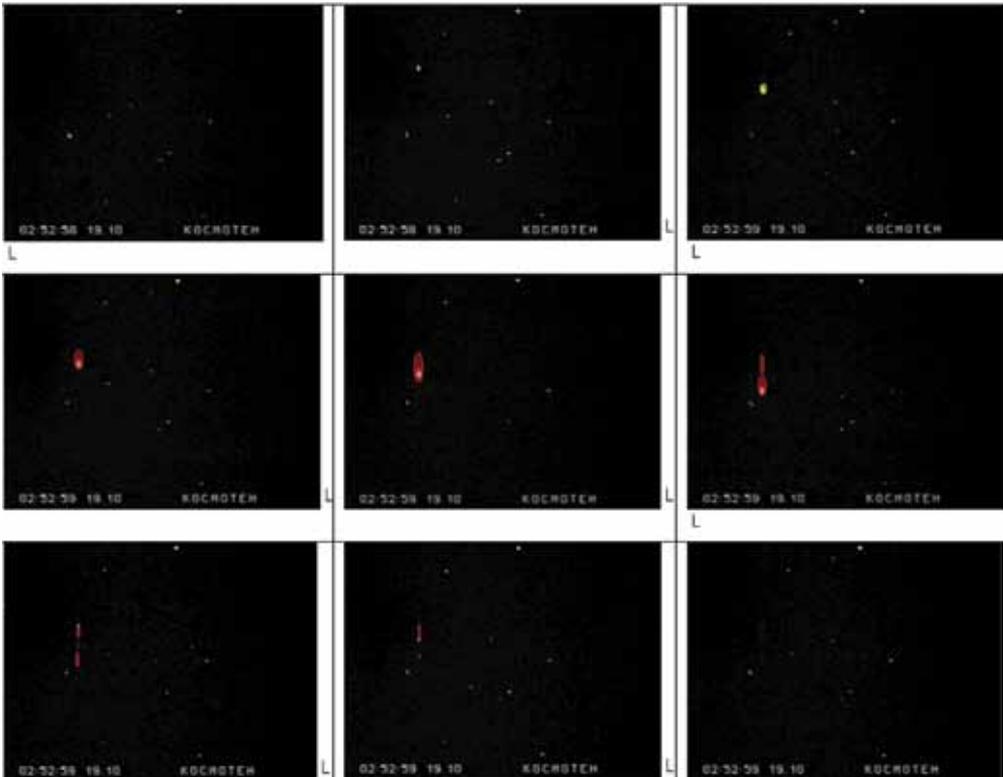


Рис. 7. Динамика распознавания метеора: жёлтыми эллипсами выделены звёзды, а красными метеоры

АВТОМАТИЧЕСКОЕ РАСПОЗНАВАНИЕ МЕТЕОРОВ НА ОДИНОЧНЫХ КАДРАХ

Алгоритм распознавания метеоров строится на основании их характерных признаков.

Во-первых, суммарная яркость метеора, как правило, превосходит яркость большинства звёзд, что означает условие на C_{\min} — минимальное число пикселей объекта, которое определяется экспериментально. В данной реализации $C_{\min} = 16$.

Во-вторых, метеор представляет собой вытянутый объект, что означает условие на отношение главных диаметров в зависимости от пиксельной плотности объекта. Пусть D_x, D_y — главные диаметры объекта, выраженные в пикселях изображения по горизонтали и вертикали соответственно. Тогда объект вписан в прямоугольник с длинами сторон D_x и D_y . Пусть далее S — число пикселей объекта, его пиксельная площадь. Тогда пиксельная плотность данного объекта

$$\rho_{\text{pixel}} = \frac{S}{D_x D_y}.$$

Очевидно, справедливо неравенство: $0 < \rho_{\text{pixel}} \leq 1$. Пусть далее $N = D_y / D_x$ — отношение главных диаметров объекта. Экспериментально установлено (на выборке из 100 кадров с метеорами), что для вертикально падающих метеоров $N > N_{\min} > 1,5$. В данной реализации $N_{\min} = 1,66$. Метеоры могут лететь под углом, и для реального метеора N может быть меньше N_{\min} , поэтому необходимо ввести зависимость между N и ρ_{pixel} :

- 1) если у объекта $N \leq N_{\min}$ то необходимым условием вытянутости будет $\rho_{\text{pixel}} < \rho_{\min}$;
- 2) если, наоборот, $N > N_{\min}$, то $\rho_{\text{pixel}} \geq \rho_{\min}$.

Таким образом, условие вытянутости объекта можно записать в виде логического выражения:

$$N > N_{\min} \text{ хог } \rho_{\text{pixel}} < \rho_{\min}.$$

Данное условие вытянутости является необходимым, но не достаточным: можно привести пример, когда по данному условию объект с $N = 1$ будет считаться вытянутым: это объект в форме бублика. Но вероятность попадания «бублика» в кадр в данной задаче ничтожно мала. В данной реализации $\rho_{\min} = 0,33$.

Результат распознавания объектов представлен на рис. 6.

На рис. 7 показана динамика распознавания метеора в ночном небе Земли с помощью предложенного метода, что позволяет судить о его качестве.

ВЫЧИСЛЕНИЕ ЗВЁЗДНЫХ ВЕЛИЧИН ОБЪЕКТОВ

Вычисление звёздных величин объектов производится на основании данных об их суммарной пиксельной яркости, что соответствует светимостям объектов по формуле из работы [Куликовский, 2002]:

$$N_2 = N_1 + 2,5 \log_{10} \left(\frac{L_1}{L_2} \right),$$

где $N_{1,2}$ — абсолютные з. в. объектов; $L_{1,2}$ — их суммарные пиксельные яркости (светимости).

По каждому «эталонному» объекту, для которого пользователь задал з. в., рассчитываются з. в. остальных отсегментированных объектов на изображении. Для каждой непомеченной звезды имеем набор вычисленных з. в., среднее арифметическое значение которого и будет искомым результатом. Тем самым каждый дополнительный ввод позволяет повысить точность вычисления з. в. для неизвестных объектов.

ТОЧНОСТЬ ВЫЧИСЛЕНИЯ ЗВЁЗДНЫХ ВЕЛИЧИН

При тестировании на реальных снимках (с учётом шума и слабого контраста) з. в. известных звёзд по одной заданной были вычислены с погрешностями в пределах 0,5 от з. в. Дополнительный ввод снизил погрешность вычислений примерно до 0,25 от з. в.

ПРОГРАММНАЯ РЕАЛИЗАЦИЯ

Все описанные алгоритмы были реализованы в программе определения характеристик звёзд и метеоров по фотографиям под названием *Meteors Magnitude v1.2*, написанной на языке C# с использованием технологии .NET и библиотек для создания оконных интерфейсов WPF 4.0.

Программа имеет следующие возможности:

- чтение и обработка файлов форматов bmp, png, jpg, jpeg — работа с одиночными кадрами;
- автоматическое распознавание звёзд и метеоров на кадре;
- фильтрация и коррекция входных кадров;
- просмотр увеличенной области интереса изображения — инструмент «экранный телескоп»;
- работа с объектами различных типов: «звезда», «метеор» и «летательный аппарат»; возможность изменения типа объекта или исключения его из рассмотрения;
- включение/отключение режима сегментации объектов с запоминанием всех изменений, вносимых пользователем;
- работа с объектами внутри области интереса;
- ввод звёздной величины объекта, позволяющий вычислить эту характеристику для остальных объектов; з. в. уточняется при дополнительном вводе;
- возможность очистки всех данных, введённых пользователем;
- полная интерактивная инструкция пользователя.

На рис. 8 представлен скриншот работы программы.



Рис. 8. Программа по автоматическому распознаванию звёзд и метеоров и определению их характеристик

СКОРОСТЬ РАБОТЫ АЛГОРИТМОВ

Скорость выполнения программы определялась на компьютере с процессором IntelCorei7 620Mc тактовой частотой 2,67 ГГц.

Обработка и анализ кадра размером в 1392×1032 пиксела заняла около 3 с процессорного времени без учёта времени вывода результата распознавания на экран.

Алгоритм модифицированной медианной фильтрации с «круглой» маской 5×5 показал себя несколько медленнее: на данном кадре он отработал за 2,75 с, в то время как стандартный медианный фильтр 5×5 — за 2,5 с.

Небольшое понижение скорости работы модифицированного алгоритма медианной фильтрации по сравнению с классическим методом объясняется введением дополнительных условий на форму окна медианного фильтра.

ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ ПРОГРАММЫ METEORS MAGNITUDE

1. В ближайшее время планируется доработка программы:
 - добавление возможности построения графиков динамики блеска метеоров;
 - усовершенствование алгоритмов путём добавления анализа пары смежных кадров.

2. В перспективе планируется совмещение написанной программы с измерительными цифровыми мегапиксельными камерами научно-производственной фирмы ООО «РАСТР ТЕХНОЛОДЖИ» [Техническая документация..., 2012].

Реализация п. 2 позволит обрабатывать последовательность калиброванных кадров в реальном времени [Бондаренко и др., 2006]. Это означает не только вычисление звёздных величин объектов с точностями, сопоставимыми с точностью звёздных каталогов, но и определение их массы (путём анализа скорости сгорания в атмосфере), расстояния от поверхности Земли, линейных размеров (путём съёмки несколькими синхронно работающими камерами) и средней плотности объекта. Это, несомненно, позволит отличать метеоры от летательных аппаратов и от «неподвижных» звёзд.

Благодарности

Работа одобрена Бондаренко Андреем Викторовичем, генеральным директором научно-производственной фирмы ООО «РАСТР ТЕХНОЛОДЖИ».

Отдельное спасибо доктору физико-математических наук Багрову Александру Викторовичу, ведущему научному сотруднику ИНАСАН, и кандидату физико-математических наук Леонову Владиславу Александровичу, старшему научному сотруднику ИНАСАН, за постановку интересной задачи.

ЛИТЕРАТУРА

- [Гонсалес, Вудс, 2005] *Гонсалес Р., Вудс Р.* Цифровая обработка изображений. М.: Техносфера, 2005. 196 с.
- [Куликовский, 2002] *Куликовский П. Г.* Справочник любителя астрономии. 5-е изд. / Под ред. В. Г. Сурдина. М.: УРСС, 2002. 149 с.
- [Техническая документация..., 2012] Техническая документация на цифровые камеры и программное обеспечение. М.: ООО «РАСТР ТЕХНОЛОДЖИ». 2012. URL: www.rastr.net.
- [Бондаренко и др., 2006] *Бондаренко А. В., Докучаев И. В., Князев М. Г.* Телевизионная видеокамера с цифровой обработкой в реальном времени // Современная электроника. 2006. № 3. С. 50.

AUTOMATIC RECOGNITION AND OBJECTS DETECTING IN THE EARTH SPACE

M. A. Bondarenko

Lomonosov Moscow State University,
the Faculty of Computational Mathematics and Cybernetics, Moscow

The algorithmic realization of automatic objects detecting in the Earth space is presented. It is considered the example of the automatic night sky meteors detecting and calculating meteor's physics character values as lightness and star value in frame sequences. During the research the new median filtration method has been obtained. The method has higher filtration quality.

The results are important for fundamental astrophysics research and for solving navigation tasks of flying apparatus and artificial satellites of the Earth.

Keywords: Earth space photometrics, technical vision system, image processing, enhanced and synthesized vision system.

Bondarenko Maxim Andreevich — post-graduate student, e-mail: max.bond@bk.ru.

ЭФФЕКТИВНОСТЬ МЕТОДОВ РАСПОЗНАВАНИЯ ЗВЁЗДНЫХ КОНФИГУРАЦИЙ ПУТЁМ СРАВНЕНИЯ ПАР ЗВЁЗД С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ И БЕЗ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ИНФОРМАЦИИ О БЛЕСКЕ ЗВЁЗД

А. В. Бирюков, А. И. Захаров, М. Г. Никифоров, 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), Москва

В работе описываются и сравниваются две процедуры начального отождествления конфигураций звёзд путём сравнения угловых расстояний между парами звёзд в бортовом каталоге и парами фотоцентров в кадре. Один из алгоритмов использует информацию о блеске (звёздных величинах) навигационных звёзд, второй — только координатную информацию. Моделирование функционирования алгоритмов показало, что оба алгоритма функционируют с высокой надёжностью — 99,6 % верных отождествлений, однако оба алгоритма показывают экспоненциальное распределение времени исполнения, что не позволяет получить верхнюю границу времени их исполнения. Отождествление с использованием дополнительной информации о блеске звёзд производится примерно в 30 раз быстрее.

Ключевые слова: звёздный датчик, начальное отождествление, бортовой каталог звёзд, звёздные величины.

ВВЕДЕНИЕ

Определение ориентации на основе сравнения конфигурации звёзд в кадре с бортовым каталогом при отсутствии или ограниченном характере априорной информации является обязательным этапом функционирования звёздного датчика ориентации (ЗД): в начале его функционирования или при потере ориентации.

Работа преследовала несколько целей: 1) определение работоспособности разработанного авторами алгоритма отождествления звёздных конфигураций, основанного на сравнении пар звёзд; 2) исследование характеристик этого алгоритма в применении к ЗД с узким полем зрения; 3) сравнение характеристик алгоритмов отождествления с использованием и без использования информации о блеске звёзд. Для достижения последней цели были реализованы два алгоритма, основанные на одинаковых принципах отождествления звёздных конфигураций, при этом в одном из них использовалась только информация о расстояниях между парами звёзд, а во втором — дополнительная информация о блеске звёзд (об их звёздных величинах). Исследование проводилось путём математического моделирования.

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

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

Никифоров Михаил Геннадьевич — научный сотрудник, кандидат физико-математических наук, e-mail: markab@sai.msu.ru.

Николаев Фёдор Николаевич — младший научный сотрудник, e-mail: vorch@list.ru.

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

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

Звёздный датчик, для которого проводилось моделирование, имел следующие параметры: поле зрения — квадрат, занимающий на небе телесный угол в 2 кв. град.; предельная регистрируемая звёздная величина 12^m (соответствует 50 % вероятности регистрации звезды в кадре). Подробнее характеристики этого ЗД описаны в статье настоящего сборника *Стекольников О. Ю., Захаров А. И., Прохоров М. Е.* Конструктивные особенности узкопольного звёздного датчика ГАИШ МГУ с зеркальным объективом. Бортовой каталог навигационных звёзд (БКНЗ) этого ЗД включал звёзды до 12^m в полосе чувствительности приёмника излучения ЗД. Число навигационных звёзд в нём составляло около 250 000 (см. статью настоящего сборника *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).

Серии тестовых кадров для проверки алгоритмов строились на основе каталога звёзд до 12^m (каталог построен по данным *Tucho-2* [*Tucho-2*, 1997] и *2MASS* [*Cutri et al.*, 2003]), содержащего около 2,5 млн звёзд. Звёздные величины в этом каталоге были рассчитаны для полосы чувствительности ЗД (см. статью настоящего сборника *Мошкалева 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 *Tucho-2* и *2MASS*). Положение центров кадров на сфере и их ориентация выбирались случайно. К звёздам, попавшим в кадр, добавлялись случайные помехи различной яркости.

1. АЛГОРИТМЫ ОТОЖДЕСТВЛЕНИЯ КОНФИГУРАЦИЙ ЗВЁЗД

К каждому тестовому кадру применялась процедура начального отождествления. В этом качестве был и использован алгоритм, основанный на сопоставлении пар наиболее ярких фотоцентров в кадре с парами звёзд из бортового каталога, имеющих аналогичные параметры. Процедура была разработана в двух вариантах: 1) с использованием только информации о расстояниях между парами звёзд и парами фотоцентров и 2) с учётом информации как о расстояниях между фотоцентрами (звёздами), так и об их блеске.

Алгоритм использует следующие данные: основной бортовой каталог навигационных звёзд и дополнительный каталог расстояний между парами навигационных звёзд. В первом из них на каждую навигационную звезду приходится одна запись, содержащая координаты звёзд (угловые или в виде единичных векторов). Основной каталог содержит около 250 000 записей. В каталоге расстояний содержатся данные о расстояниях между близкими парами навигационных звёзд и ссылки на записи основного каталога, содержащие данные о звёздах пары. Близкими считаются пары звёзд, угол между которыми не превышает размер кадра (в нашем случае 2°). Более широкие пары звёзд не могут одновременно попасть в кадр и, следовательно, в определении конфигураций звёзд не используются. При ограничении максимального углового расстояния между звёздами пары $\theta_{\max} = 2^\circ$ число записей в каталоге расстояний составляет около $9,4 \cdot 10^6$ (при $2,5 \cdot 10^5$ записей в основном каталоге).

Для варианта алгоритма с использованием блеска звёзд в дополнительный каталог также входят данные о звёздных величинах каждой из звёзд пары.

В алгоритме отождествления используются следующие структуры данных: списки пар звёзд $list_i$, удовлетворяющих определённым требованиям, и список групп звёзд $group_i$, соответствующих возможным отождествлениям конфигурации звёзд, наблюдаемой в кадре.

Алгоритм отождествления имеет следующий вид.

1. В кадре обнаруживаются все фотоцентры, определяются их координаты X, Y (в системе координат, связанной матричным приёмником излучения), блеск m и ошибки этих величин Δi .

2. Список фотоцентров упорядочивается по звёздной величине.

3. Организуется цикл перебора пар фотоцентров в порядке возрастания их звёздных величин (убывания блеска).

4. Вычисляется расстояние r_{ph} между парой фотоцентров.

5. Из каталога расстояний выбираются все пары, расстояния r_i между которыми с точностью до ошибки совпадают с расстоянием между парой фотоцентров: $|r_{ph} - r_i| < \Delta r_i$.

Для варианта алгоритма с использованием блеска отобранные пары дополнительно должны удовлетворять условиям $|m_{1,ph} - m_{1,i}| < \Delta m_{1,i}$ и $|m_{2,ph} - m_{2,i}| < \Delta m_{2,i}$. Здесь $m_{1,ph}, m_{2,ph}$ — блеск 1-го (более яркого) и 2-го фотоцентров пары; $m_{1,i}, m_{2,i}$ — блеск звёзд i -й пары из каталога расстояний; Δm_i — погрешности блеска.

Строится список пар $list_i$, удовлетворяющих указанным условиям.

6. Если шаг цикла не является первым, то построенный список $list_i$ сравнивается со списками для некоторых уже обработанных пар фотоцентров $list_j$ ($j < i$). Сравнение проводится только для списков пар фотоцентров, которые имеют с текущей парой одну общую звезду. В результате сравнения находятся двойки пар, в которые входит одна и та же навигационная звезда.

7. Пары звёзд каждой двойки образуют две стороны сферического треугольника. Проверяется третья сторона этого треугольника. Если расстояние между звёздами не совпадает с расстоянием между соответствующими фотоцентрами, то переходим к следующей двойке пар.

8. При совпадении трёх сторон треугольника звёзд и треугольника фотоцентров сравниваем найденный треугольник со списком групп звёзд. Если хотя бы одна звезда треугольника совпадает со звездой i -й группы, то остальные звёзды треугольника включаются в неё. Если треугольник не совпадает ни с одной существующей группой, то создаётся новый элемент списка групп и звёзды треугольника включаются в него.

9. Если число элементов в изменённом элементе списка групп превышает $N = 3$, то производится проверка возможного отождествления. Для этого выполняются следующие действия.

10. По звёздам группы, отождествлённым с фотоцентрами кадра, определяется матрица 3-мерного поворота, отображающего кадр на небесную сферу (и обратно).

11. Границы кадра проецируются на небесную сферу.

12. Из основного бортового каталога выбираются все навигационные звёзды, попадающие внутрь границы кадра. Их число равно K .

13. Координаты выбранных звёзд переводятся в систему координат кадра.

14. Для каждой навигационной звезды проверяется наличие совпадающего с ней фотоцентра в кадре (по формулам из п. 5 алгоритма).

15. Если число совпавших с фотоцентрами навигационных звёзд превышает $K/2$, отождествление считается успешным:

- выдаётся сообщение об отождествлении;
- выдаётся найденная конфигурация звёзд;
- вычисляется ориентация;
- алгоритм начального отождествления завершается.

16. Конец цикла перебора пар фотоцентров (см. п. 3).

17. Выдаётся сообщение о неудаче отождествления.

Заметим, что сравнение расстояний между парами фотоцентров и парами звёзд — один из наиболее распространённых методов начального отождествления, который достаточно широко используется в звёздных датчиках различных производителей. Описанный выше алгоритм независимо разработан авторами этой работы. Отметим, что особенности реализации алгоритмов начального отождествления могут существенно сказываться на надёжности и скорости их функционирования.

2. РЕАЛИЗАЦИЯ АЛГОРИТМОВ И СБОР СТАТИСТИКИ ИХ ВЫПОЛНЕНИЯ

Каталоги были реализованы в виде таблиц базы данных PostgreSQL [PostgreSQL, 1996]. Основной каталог был упорядочен и проиндексирован по номерам навигационных звёзд (primary keys). Каталог расстояний был проиндексирован по расстояниям и по звёздным величинам. База данных (БД) была установлена на удалённом сервере, доступ к ней из программы, реализующей алгоритм отождествления звёздных конфигураций, осуществлялся через сеть.

Программа, реализующая алгоритмы отождествления, была написана на скриптовом (интерпретационном) языке программирования perl и выполнялась на персональном компьютере (PC) под управлением Windows.

В ходе проведения испытаний нас интересовало получение ответов на следующие вопросы: надёжность начального отождествления и длительность выполнения этой процедуры.

Надёжность начального отождествления оценивалась как вероятность успешного отождествления конфигурации звёзд, попадающих в поле зрения ЗД, при его случайной ориентации. Вероятность оценивалась как отношение числа успешно отождествлённых кадров к общему числу попыток.

Поскольку эта реализация алгоритма коренным образом отличается от той, которая может применяться в ЗД, время исполнения алгоритма на PC практически не связано с временем его выполнения на аппаратной базе ЗД. Во время реализации алгоритма выполняются действия двух существенно различных типов: обращение к БД (или файловой структуре), содержащей каталоги, и обработка данных, извлечённых из БД. Поэтому в ходе моделирования вместо времени исполнения собиралась другая информация, на основе которой можно было провести необходимые оценки. К ней относились следующие данные:

- число запросов к БД;
- число записей, извлечённых из БД в каждом запросе;

- размеры сравниваемых списков пар звёзд;
- число двоек пар, найденных при сравнении списков;
- число групп на момент отождествления;
- число фотоцентров в кадре, обработанных к моменту отождествления.

3. ИСПЫТАНИЯ АЛГОРИТМОВ

Во всех испытаниях, описанных ниже, использовались следующие параметры алгоритмов отождествления конфигураций звёзд:

- различие расстояний между парой фотоцентров и парой звёзд из каталога расстояний принималось равным $\Delta r = 5$ угл. с (1 пиксел изображения 3Д);
- различие звёздных величин фотоцентра и звезды для каждой из звёзд пары при выборе из дополнительного каталога принималось равным $\Delta m_i = 3\sigma_i$, где σ_i^2 — дисперсии звёздных величин соответствующих фотоцентров.

3.1. Тесты на малой выборке

Для выполнения этих тестов были сгенерированы 100 случайных тестовых кадров, координаты центров которых были равномерно распределены по небесной сфере. Сначала к каждому тестовому кадру был применён алгоритм отождествления конфигураций звёзд, использующий только расстояния между звёздами. Результаты этой серии испытаний показаны в табл. 1.

Затем к этой же тестовой выборке был применён алгоритм отождествления, использующий данные о блеске звёзд. Результаты этой серии испытаний показаны в табл. 2.

Из сравнения этих таблиц видно, что некоторые характеристики проведённых тестов совпадают, а некоторые серьёзно различаются. Так, в этих тестах совпадает число фотоцентров, обработанных до правильного отождествления конфигураций, и число обращений к БД, а также число фотоцентров (равное трём) в группе, по которой было выполнено верное отождествление.

Однако средние числа попыток отождествления и записей, извлечённых из БД, различаются примерно в 100 раз. Это различие подтверждается тем фактом, что выполнение первой серии тестов на РС заняло примерно в 30 раз больше времени, чем второй.

Оба алгоритма показали очень высокую надёжность — ни одного неудачного отождествления не было выявлено (в обоих вариантах). При этом были отмечены очень большие вариации времени и статистических параметров отождествления от кадра к кадру.

3.2. Тесты на большой выборке

Результаты, полученные в предыдущих тестах, потребовали увеличения тестовой серии. Число случайных кадров было увеличено в 10 раз — до 1000. Это увеличение было связано, в первую очередь, с желанием определить значимое отклонение вероятности успешного отождествления от единицы.

Таблица 1. Минимальные, максимальные и средние величины статистических параметров для алгоритма, использующего только расстояния в тестовой серии из 100 кадров

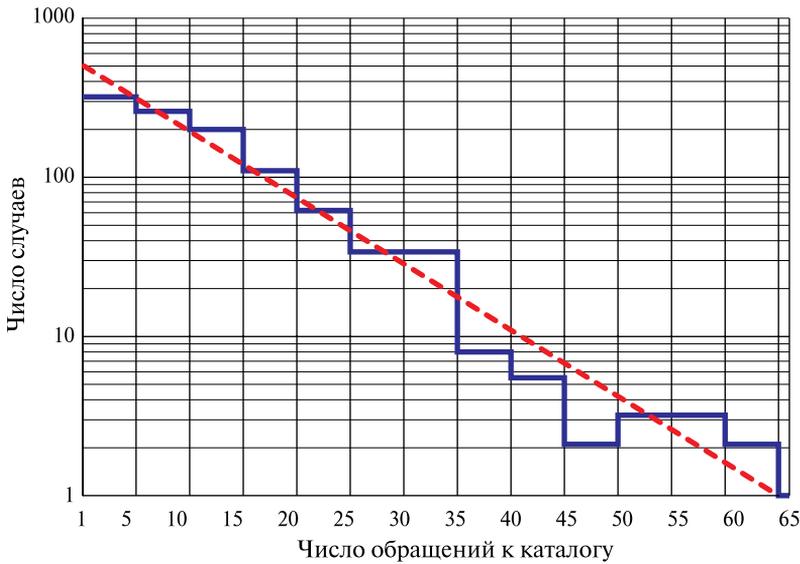
Величины	Обработано фотоцентров	Из них звёзд		Обращений к БД	Считано записей из БД	Попыток отождествления	Успешных отождествлений	Звёзд в кадре	
		звёзд	помех					отождествлённых	всего
(1)	(2)	(3)	(4)	(5)	(6)	(7)	(8)	(9)	(10)
max	13	3	10	77	700 690	4346	100 из 100	16	16
min	3	3	0	2	12 975	1		7	7
средние	5,5	3	2,5	12,1	118 160	158,8		11,8	12,2

Таблица 2. Минимальные, максимальные и средние величины статистических параметров для алгоритма, использующего блеск звёзд в тестовой серии из 100 кадров

Величины	Обработано фотоцентров	Из них звёзд		Обращений к БД	Считано записей из БД	Попыток отождествления	Успешных отождествлений	Звёзд в кадре	
		звёзд	помех					отождествлённых	всего
(1)	(2)	(3)	(4)	(5)	(6)	(7)	(8)	(9)	(10)
max	13	3	10	77	13451	19	100 из 100	16	16
min	3	3	0	2	11	1		7	7
средние	5,6	3	2,6	13,0	1350	1,24		11,8	12,2

Таблица 3. Величины статистических параметров для алгоритма, использующего блеск звёзд на серии из 1000 кадров

Величины	Обработано фотоцентров	Обращений к БД	Считано записей из БД	Попыток отождествления	Успешных отождествлений	Звёзд в кадре	
						отождествлённых	всего
(1)	(2)	(5)	(6)	(7)	(8)	(9)	(10)
max	22	211	77 329	1231	996 из 1000	16	16
min	3	2	2	1		7	7
средние	5,6	12,5	1682	5,02		11,8	12,2



Относительное распределение отождествлённых кадров по числу обращений к БД (к каталогу расстояний) до достижения успешного отождествления

К каждому тестовому кадру большой серии применялся только алгоритм отождествления конфигураций звёзд, использующий данные о блеске звёзд*. Результаты этой серии испытаний приведены в табл. 3.

На рисунке показано распределение отождествлённых кадров по числу обращений к БД, потребовавшихся для нахождения верного отождествления. Как следует из данных рисунка, распределение имеет экспоненциальный вид, частота событий описывается соотношением

$$F(n) \propto 10^{-n/25}.$$

Здесь F — относительная частота событий; n — число обращений к БД.

3.3. Тесты на сокращённом каталоге расстояний

Объём дополнительного каталога расстояний очень велик. При размере основного каталога в 250 000 записей (навигационных звёзд) и максимальном расстоянии между звёздами пары $\theta_{\max} = 2^\circ$, объём каталога расстояний составляет 9,4 млн записей, т. е. примерно в 40 раз больше основного каталога. Размещение такого объёма данных в памяти ЗД представляет серьёзную проблему. Поэтому интересен вопрос об уменьшении объёма дополнительного каталога.

Число записей (пар звёзд) в каталоге расстояний примерно равно половине произведения числа навигационных звёзд на среднее число навигационных звёзд в круге с радиусом, равным максимальной ширине пар, используемых при отождествлении. Наиболее эффективным способом уменьшения

* В связи с очень большой длительностью моделирования при использовании только расстояний.

объёма каталога расстояний является уменьшение максимальной ширины пар. Объём каталога при этом уменьшается пропорционально квадрату максимального углового расстояния.

Для большой серии из 1000 тестовых кадров были проведены две серии испытаний, в первой из которых максимальная ширина пары бралась равной $\theta_{\max} = 1,4^\circ$ (что соответствует стороне кадра ЗД), а во второй — $\theta_{\max} = 0,7^\circ$ (половина стороны кадра ЗД). Размеры дополнительного каталога для этих случаев приведены в табл. 4.

Таблица 4. Параметры каталогов расстояний для различных θ_{\max}

θ_{\max}	$N(\theta_{\max})$	$N(\theta_{\max})/N(2^\circ)$	$N(\theta_{\max})/N_{\text{нав}}$	Пояснение
2°	$9,4 \cdot 10^6$	1	37,6	θ_{\max} = диагонали кадра
$1,4^\circ$	$4,6 \cdot 10^6$	0,49	18,4	θ_{\max} = стороне кадра
$0,7^\circ$	$1,1 \cdot 10^6$	0,12	4,3	θ_{\max} = 1/2 стороны кадра

Для каждого варианта были проведены испытания, аналогичные описанным в п. 3.2.

Испытания показали, что уменьшение θ_{\max} до указанных значений не сказывается на надёжности функционирования алгоритма отождествления звёздных конфигураций, из 1000 тестовых кадров неудачное отождествление имело место только для четырёх*, т.е. вероятность успешного отождествления в обоих испытаниях составила 0,996. При этом объём каталога расстояний для $\theta_{\max} = 0,7^\circ$ в 10 раз меньше каталога расстояний для $\theta_{\max} = 2^\circ$ и уже сравним с объёмом основного навигационного каталога.

ВЫВОДЫ

Обе процедуры отождествления звёздных конфигураций, как использующая только расстояния между парами звёзд, так и привлекающая данные о блеске звёзд, показали очень высокую надёжность отождествления. Вероятность успешного отождествления в проведённых экспериментах составила 0,996.

Испытания показали, что длительность отождествления в обоих алгоритмах сильно варьируется в зависимости от «качества» кадра — числа попавших в кадр ярких звёзд и числа ярких помех. Распределение кадров по числу обращений к БД (величина, пропорциональная времени исполнения алгоритма) имеет экспоненциальный вид, т.е. число ситуаций, требующих длительного отождествления, быстро падает с увеличением длительности выполнения процедуры.

Исследование показало, что процедура с использованием информации о звёздных величинах требует примерно в 100 раз меньшего числа обращений к БД, чем процедура, использующая только расстояния.

Процедуры начального отождествления, применяемые в большинстве звёздных датчиков, используют только информацию о координатах звёзд.

* Неудача отождествления в обеих сериях произошла в тех же четырёх кадрах, что и неудача в испытаниях, описанных в п. 3.2.

Привлечение данных о блеске звёзд имеет несколько очевидных недостатков: увеличение объёма бортовых каталогов и появление систематических ошибок отождествления звёздных величин из-за деградации оптики и приёмника излучения. Помимо этого необходимо уметь с малой погрешностью пересчитывать блеск звёзд из фотометрических полос, в которых проводятся астрономические наблюдения, в полосу чувствительности ЗД.

Однако положительный эффект от использования звёздных величин в алгоритмах отождествления ЗД, описанный выше, перевешивает эти недостатки.

Уменьшение объёма дополнительного каталога расстояний путём уменьшения максимального расстояния между включаемыми в него парами звёзд существенно уменьшает объём каталога расстояний и позволяет если не решить, то существенно снизить остроту проблемы дефицита памяти в ЗД.

Изменение спектральной чувствительности оптического тракта ЗД из-за деградации приёмников излучения и линзовых элементов оптической системы имеют место в условиях космической эксплуатации прибора. Это приводит к появлению систематических различий между звёздными величинами фотоцентров в деградировавшей фотометрической системе ЗД и данными из бортового каталога. В алгоритме, использующем только расстояния между звёздами, такого эффекта нет. Проблему можно решить увеличением используемой в алгоритме допустимой разности Δm . Естественно, увеличение Δm сопровождается увеличением среднего времени выполнения отождествления (увеличение Δm до бесконечности превращает второй вариант алгоритма в первый).

Полученные результаты указывают на перспективность методов начального определения ориентации на основе информации о блеске звёзд, несмотря на имеющиеся у этого метода недостатки.

Опубликованные научные исследования проведены при финансовой поддержке Минобрнауки России (Соглашения № 8059, 8239, 8758).

ЛИТЕРАТУРА

- [Tycho-2, 1997] The Hipparcos and Tycho Catalogues. ESA SP-1200. 1997.
- [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. The IRSA 2MASS All-Sky Point Source Catalog, NASA/IPAC Infrared Science Archive. 2003. URL: <http://irsa.ipac.caltech.edu/applications/Gator/>.
- [PostgreSQL, 1996] PostgreSQL. The PostgreSQL. Global Development Group. 1996–2012. URL: <http://www.postgresql.org>.

EFFICIENCY OF THE STAR PATTERN RECOGNITION METHODS BY COMPARISON STELLAR PAIRS WITH AND WITHOUT STAR BRIGHTNESS INFORMATION

A. V. Biryukov, A. I. Zakharov, M. G. Nikiforov, F. N. Nikolaev, M. E. Prokhorov, M. S. Tuchin

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

We describe and compare the two procedures initial identification configurations stars by comparison of the angular distances between pairs of stars in the catalog and pairs photocenters in the frame. One of these algorithms use information about the brightness of navigational stars, the second — only coordinate information. Modeling of the algorithms found that both algorithms operate with high reliability — 99.6 % correct identifications. However, both algorithms show an exponential distribution of execution time, which does not allow to obtain an upper bound on the identification time. Identification with additional information about the stellar brightness is about 30 times faster.

Keywords: star tracker, star pattern recognition, navigational stellar catalogue, stellar magnitudes.

Biryukov Anton Vladimirovic — scientist, PhD (physico-mathematical sciences), e-mail: eman@sai.msu.ru.

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

Nikiforov Mikhail Gennadievich — scientist, PhD (physico-mathematical sciences), e-mail: markab@sai.msu.ru.

Nikolaev Fedor Nikolaevich — junior scientist, e-mail: vorch@list.ru.

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

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

НАВИГАЦИОННЫЙ ЗВЁЗДНЫЙ КАТАЛОГ МИНИМАЛЬНОГО ОБЪЁМА, ПРИВЯЗАННЫЙ К КВАЗИРАВНОМЕРНОЙ СЕТКЕ НА НЕБЕСНОЙ СФЕРЕ

А. В. Бирюков, А. И. Захаров, М. Г. Никифоров, 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), Москва

Каталог навигационных звёзд для систем астроориентации должен иметь приблизительно постоянную плотность распределения звёзд по небесной сфере. Классический способ построения таких каталогов — прореживание каталога звёзд, полного до предельной звёздной величины звёздного датчика. Обычно для этого небесная сфера разбивается на примерно равные площадки. В работе предложен альтернативный метод создания каталогов путём привязки звёзд к квазиравномерной сетке точек на сфере. Построено несколько модельных каталогов, показано, что их свойства не уступают каталогам, созданным классическим способом.

Ключевые слова: астроориентация, звёздный датчик ориентации, каталог навигационных звёзд, квазиравномерные сетки на сфере.

ВВЕДЕНИЕ

Современный датчик звёздной ориентации (ЗД) должен хранить в своей памяти (или в памяти системы управления космическим аппаратом (КА), если ЗД не является автономным) бортовой каталог навигационных звёзд (БКНЗ), координаты которых используются для определения ориентации КА. Этот каталог должен обладать следующими свойствами:

- в него входят только достаточно яркие звёзды, с которыми ЗД надёжно работает — $m < m_{\text{lim}}$;
- при любой ориентации ЗД в его поле зрения попадает не менее n_* из БКНЗ (величина n_* зависит от алгоритма определения ориентации, используемого ЗД, но не может быть меньше 2).

Обычно для построения БКНЗ берётся звёздный каталог, который в полосе чувствительности приёмника излучения ЗД полон до заданной предельной величины m_{lim} (о построении такого каталога см. статью настоящего сборника *Мошкалев 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 Tycho-2 и 2MASS). Однако в полных каталогах звёзды распределены очень неравномерно: их много в плоскости Галактики и мало в галактических полюсах. Отношение плотностей звёзд в этих областях ра-

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

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

Никифоров Михаил Геннадьевич — научный сотрудник, кандидат физико-математических наук, e-mail: markab@sai.msu.ru.

Николаев Федор Николаевич — младший научный сотрудник, e-mail: vorch@list.ru.

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

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

стёт от 2-3 для звёзд ярче $5^m \dots 6^m$ примерно до 10 для звёзд 10^m и далее остаётся практически постоянным (см., например, табл. 1 из статьи настоящего сборника *Прохоров М. Е., Захаров А. И., Тучин М. С.* Расчёт оптимальных характеристик оптической системы и матричного приёмника излучения звёздного датчика ориентации по его ГТХ).

Для превращения полного до предельной величины каталога звёзд в БКНЗ его необходимо «проредить», что и делается. Например, в каталоге звёзд, полном до 6^m , — «видимых невооружённым глазом» — содержится более 8000 звёзд [Hoffleit, Jaschek, 1991]. В то же время в БКНЗ ЗД АД-1 производства МОКБ «МАРС», предельная величина которого равна 6^m , содержится только 3 500 звёзд [МОКБ «МАРС», 2011]. Второй пример — узкопольный ЗД, разработанный в ГАИШ МГУ (см. статью настоящего сборника *Стекольников О. Ю., Захаров А. И., Прохоров М. Е.* Конструктивные особенности узкопольного звёздного датчика ГАИШ МГУ с зеркальным объективом). Он работает по звёздам ярче 12^m и имеет поле зрения в 2 кв. град. Среднее число звёзд в поле зрения для него составляет 12, т. е. объём его БКНЗ около 250 000 звёзд, в то время как звёзд ярче 12^m на небе около 2 млн.

Обычно процедура «прореживания» состоит в следующем: небесная сфера разбивается на непересекающиеся (или почти непересекающиеся) площадки, размер которых близок к полю зрения ЗД. В каждой из них удаляются «лишние» звёзды — обычно наименее яркие. Такой метод обеспечивает равномерность распределения звёзд в среднем, но не гарантирует попадания в кадр необходимого минимального количества, если поле зрения ЗД попадает на границу двух или нескольких площадок.

В этой работе предложен другой метод построения равномерного по сфере БКНЗ и обсуждаются первые полученные результаты.

1. МЕТОД ПОСТРОЕНИЯ БОРТОВОГО КАТАЛОГА НАВИГАЦИОННЫХ ЗВЁЗД ПО КВАЗИРАВНОМЕРНОЙ СЕТКЕ

Метод состоит из двух основных шагов.

1. На небесной сфере строится квазиравномерная сетка опорных точек, число которых равно или слегка превосходит необходимую численность звёзд в БКНЗ.

2. Для каждой точки сетки из полного каталога звёзд выбирается своя (уникальная) звезда, оптимальная по некоторому критерию, который сочетает блеск выбранной звезды и её удалённость от опорной точки.

Получаемый навигационный каталог зависит как от выбора сетки, так и от критериев выбора звёзд.

1.1. Построение квазиравномерной сетки

Представим небесную сферу как сферу единичного радиуса, в центре которой располагается наблюдатель. Опишем вокруг этой сферы куб, длина его ребра будет равна 2.

Нанесём на каждую из 6 граней куба прямоугольную сетку, линии которой параллельны сторонам квадрата-грани. Эта сетка делит грани на маленькие прямоугольники. Точкам квазиравномерной сетки будут соответствовать

центры этих прямоугольников, а их границы будут образовывать ячейки вокруг точек квазиравномерной сетки.

Сетки на всех соседних гранях куба должны гладко стыковаться друг с другом. Это означает, что число ячеек сетки вдоль любой грани должно быть одинаковым. Простейший вариант — разбиение каждой грани куба на $N \times N$ квадратных ячеек одинакового размера. Однако сетка может быть и неравномерной. Тогда для гладкой стыковки достаточно, чтобы каждой линии сетки соответствовала линия, расположенная симметрично ей относительно центра стороны грани и чтобы положение этих линий на всех рёбрах куба было одинаковым.

Линии и точки, построенные на поверхности описанного куба, центрально проецируются на вписанную в него «небесную» сферу (рис. 1). При этом на сфере образуется квазиравномерная система точек — проекций центров прямоугольников, на которые разбиты грани куба, и система описанных вокруг них ячеек. Поскольку центральная проекция отрезка прямой на сферу является дугой большого круга, то точки сетки, относящиеся к одной грани куба, лежат на дугах больших кругов на сфере, а границы ячеек вокруг них также составляют дуги больших кругов.

Число точек в построенной таким образом кубической квазиравномерной сетке будет составлять $M = 6N^2$, где N — число элементов, на которые разбито каждое ребро описанного куба. Так, для построения БКНЗ для ЗД АД-1 производства МОКБ «МАРС» потребуется сетка с $N = 24$ и $M = 3456$, а для узкопольного ЗД ГАИШ МГУ — сетка с $N = 205$ и $M = 252\,150$ (число узлов в этих сетках наиболее близко к числу звёзд в оригинальных каталогах этих ЗД: 3500 для АД-1 и 250 000 для ЗД ГАИШ МГУ).

Разбиение граней куба на равные квадраты является простейшим способом построения квазиравномерной сетки на сфере, но не оптимальным. Основной его недостаток — большое различие площадей проецируемых на сферу ячеек: отношение площадей проекций ячеек в центре грани и ячеек, примыкающих к вершине, составляет $\sqrt{3} \approx 1,73$.

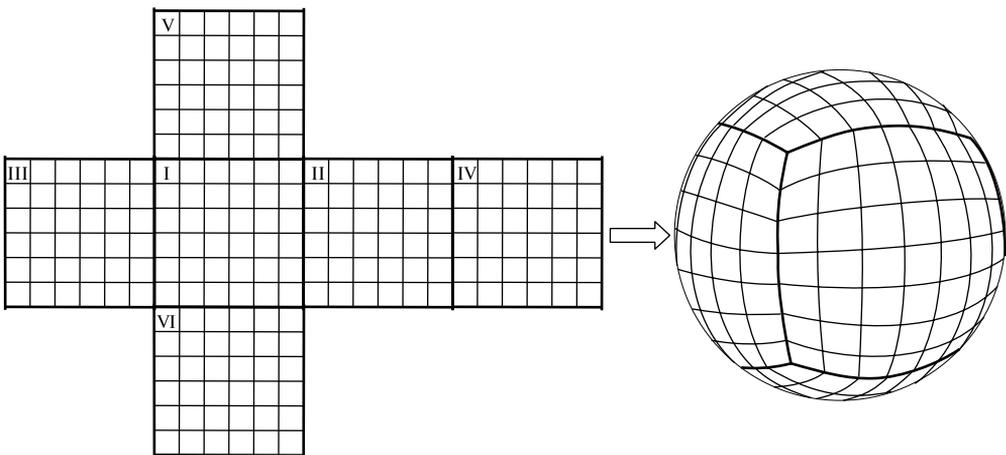


Рис. 1. Разбиение граней куба на ячейки, показанные на развёртке куба, и их центральная проекция на небесную сферу

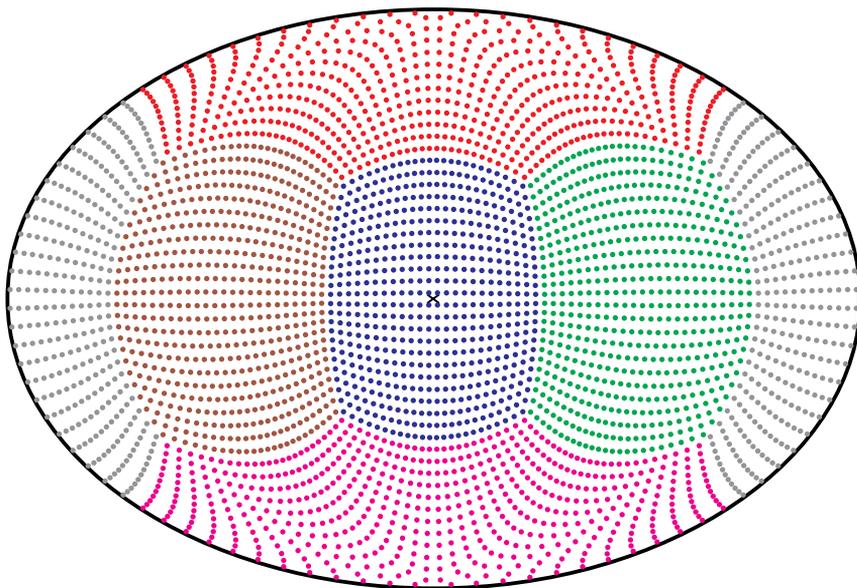


Рис. 2. Квазиравномерная кубическая сетка для $N = 24$. Сеть содержит 3456 узлов. Разные цвета точек соответствуют разным граням куба

Более удобным представляется использование неравномерной сетки, в которой размер прямоугольных ячеек выбирается так, чтобы их проекции на небесную сферу минимально различались по площади. Такая сетка, площади ячеек которой различаются только на 15 %, для сетки с $N = 24$ показана на рис. 2.

Альтернативой рассмотренному варианту кубической квазиравномерной сетки могут служить иерархические треугольные сетки (Hierarchical Triangular Mesh — НТМ [Kunszt et al., 2001]).

1.2. Центральное проецирование

Процедура центрального проецирования связывает точки, расположенные на единичной небесной сфере и на описанном вокруг неё кубе.

Введём систему координат, центр которой совпадает с центром сферы, а оси направлены параллельно рёбрам куба.

Точки на сфере S_i представляются в виде единичных векторов

$$S_i = (x_i, y_i, z_i), \quad |S_i| = \sqrt{x_i^2 + y_i^2 + z_i^2} = 1.$$

Соответствующие им точки Q_i на поверхности куба получают следующим преобразованием:

$$Q_i(X_i, Y_i, Z_i) = \frac{S_i}{|\max(x_i, y_i, z_i)|} = \left(\frac{x_i}{|\max(x_i, y_i, z_i)|}, \frac{y_i}{|\max(x_i, y_i, z_i)|}, \frac{z_i}{|\max(x_i, y_i, z_i)|} \right).$$

У вектора \mathbf{Q}_i одна из координат точно равна ± 1 , а остальные две не превышают 1 по абсолютной величине.

Обратное преобразование производится путём приведения вектора к единичной длине

$$\mathbf{S}_i = \frac{\mathbf{Q}_i}{\sqrt{X_i^2 + Y_i^2 + Z_i^2}}.$$

По координатам точки \mathbf{S}_i или \mathbf{Q}_i также можно вычислить её индексы: номер грани куба $0 \leq s < 6$ и индексы площадки на грани $0 \leq 1, j < N$.

Эти преобразования проще, чем используемые НТМ [Kunszt et al., 2001].

1.3. Веса для отбора звёзд

При выборе звезды, которая будет привязана к узлу квазиравномерной сетки, звёздам присваивают веса. Вес определяется парой звезда – узел, для разных узлов вес одной и той же звезды будет различен. Оптимальной для привязки (и последующего включения в БКНЗ) будет звезда с самым большим весом.

Очевидно, что вес звезды должен возрасти с ростом её блеска (т.е. с убыванием звёздной величины) и с уменьшением углового расстояния между звездой и соответствующим узлом сетки.

Помимо непрерывных зависимостей в критерии могут использоваться и дискретные. Например, к определённому узлу могут быть привязаны только звёзды из близких к нему ячеек, при этом смысл близости может определяться различными способами.

Все эти зависимости и ограничения можно задавать разными способами — в результате будут получаться отличающиеся варианты БКНЗ.

1.4. «Конфликты» при построении каталога

При построении бортового каталога возможно возникновение «конфликтов». Один из возможных путей их появления такой: очень яркая звезда может иметь максимальные веса для нескольких близких к ней узлов сетки, а привязана она может быть только к одному узлу.

Поскольку БКНЗ содержит достаточно большое количество звёзд, подобные «конфликты» должны выявляться и разрешаться автоматически. Один из возможных путей решения этой задачи описан ниже.

2. АЛГОРИТМ ПОСТРОЕНИЯ БОРТОВОГО КАТАЛОГА НАВИГАЦИОННЫХ ЗВЁЗД ПО КВАЗИРАВНОМЕРНОЙ КУБИЧЕСКОЙ СЕТКЕ

Приведём алгоритм построения БКНЗ по квазиравномерной кубической сетке.

1. Вводим прямоугольную систему координат, базисные векторы которой направлены в точки неба с экваториальными координатами (α, δ) : x — $(0, 0^\circ)$, y — $(90, 0^\circ)$, z — $(0, 90^\circ)$.

2. Для всех звёзд каталога, полного до предельной величины, вычисляем координатные векторы звёзд на сфере и на кубе, а также индексы s, i, j ячеек, к которым они относятся.

3. Для вычисления весов используется формула

$$W_{k,i} = 10^{-0,4(m_i - m_0)} \times \left[1 - \left(\frac{R_{k,i}}{R_0} \right)^2 \right],$$

где m_i — звёздная величина i -й звезды; m_0 — масштабирующий множитель; $R_{k,i}$ — угловое расстояние между i -й звездой и k -м узлом сетки; R_0 — масштаб углового расстояния. В этом алгоритме в качестве m_0 бралось значение, близкое к предельной звёздной величине входного (полного) каталога ($m_0 = m_{\text{lim}}$), а в качестве R_0 — $1,5$ среднего размера ячейки разбиения грани куба ($R_0 = 1,5b = 1,5 \times (2/N)$).

Дополнительно использовались дискретные ограничения — звёзды могли браться только из ячейки, содержащей узел сетки, и из соседних с ней ячеек: $|i_n - i_s| < 1$, $|j_n - j_s| < 1$, переменные с индексом « n » относятся к узлам, с индексом « s » — к звёздам. При определении «соседей» допускается переход через ребро куба.

Особенностью этой формулы и кубической квазиравномерной сетки является то, что вес звезды относительно узла, к ячейке которого она принадлежит, выше, чем относительно любого другого узла.

4. Для каждого узла сетки заводится переменная `flag`. Использование флагов будет описано ниже.

5. Для каждого узла сетки k определяется «главная звезда» — это звезда с максимальным весом из той же ячейки, что и узел ($i_n = i_s, j_n = j_s$). Эта звезда является первым и, в большинстве случаев, основным «кандидатом» на привязку к узлу и включение в каталог.

В структуру главной звезды заносятся её номер в полном каталоге и вес.

6. Для каждого узла сетки k строится список «звёзд-претендентов», который содержит только звёзды из соседних с узлом ячеек ($|i_n - i_s| = 1$, $|j_n - j_s| = 1$). Длина списка ограничена величиной n_p (в этой работе принималось $n_p = 16$), в список включаются звёзды с наибольшими весами относительно узла k . Звёзды в списке упорядочиваются по убыванию весов.

В каждый элемент списка заносятся номер звезды в полном каталоге, её вес относительно k -го узла.

7. Для построенного списка звёзд-претендентов k -го узла производится следующая проверка: если n -я звезда в списке является одновременно главной звездой для своей ячейки, то она уже «занята» и не может быть связана с каким-либо другим узлом сетки, это отмечается присвоением отрицательного знака весу этой звезды в списке.

8. После выполнения этих действий узлы могут находиться в следующих состояниях. Если главная звезда обнаружена (т.е. если в ячейке узла была хотя бы одна звезда), а также:

- список пуст или вес главной звезды больше абсолютных величин всех весов звёзд в списке, — «конфликта» нет, главная звезда привязывается к узлу и заносится в БКНЗ (`flag = 1`);

- вес главной звезды больше наибольшего положительного веса в списке, но меньше наибольшей абсолютной величины отрицательных весов, — возможно возникновение «конфликта» при «высвобождении» главных звёзд в соседних ячейках ($\text{flag} = 1$);
- вес главной звезды меньше наибольшего положительного веса в списке, главную звезду можно заменить звездой из списка претендентов с наибольшим положительным весом ($\text{flag} = 5$).

Если главная звезда не обнаружена (т. е. ячейка этого узла не содержит звёзд ярче предельной величины), а также:

- список пуст — мы попали в бедное звёздами место, исправить эту ситуацию нельзя, с этим узлом не будет связана ни одна звезда ($\text{flag} = -1$);
- веса всех звёзд в списке отрицательные, — у этого узла нет явных звёзд-кандидатов на присвоение, они могут появиться, если освободится одна из главных звёзд в соседних ячейках ($\text{flag} = -2$);
- в списке есть звёзды с положительными весами, — звезда с наибольшим положительным весом может стать главной для этой ячейки ($\text{flag} = 3$).

Состояния с $\text{flag} = 5$ или 3 могут приводить к «конфликту», если на одну и ту же звезду претендуют несколько ячеек.

9. Проверяем наличие «конфликтов». Для этого:

- составляется список звёзд, претендующих на занятие места в ячейках с флагами 5 или 3;
- если звезда встречается в списке 1 раз — «конфликта» нет, и производится присвоение;
- если звезда встречается в списке 2 раза и более — есть «конфликт»; его разрешение производится следующим образом:
- если среди конфликтующих ячеек есть ячейки с $\text{flag} = 3$ (пустые), то выбирается одна из них; предпочтение отдаётся ячейкам с единственным положительным весом в списке претендентов, а при нескольких таких ячейках или их отсутствии — ячейке, в которой присваиваемая звезда имеет наибольший вес;
- если все «конфликтующие» ячейки имеют $\text{flag} = 3$, то среди них выбирается та, у которой максимальна разность весов звезды-претендента и главной звезды.

Производится присвоение новых параметров главной звезде ячейки, в пользу которой разрешён «конфликт». Этой ячейке присваивается $\text{flag} = 2$. Остальные ячейки помечаются как требующие пересмотра статуса (остаётся значение $\text{flag} = 5$ или 3).

10. В списках «звёзд-претендентов» те звёзды, которые в п. 9 стали главными, помечаются как занятые для дальнейшего перераспределения.

11. Если число ячеек, помеченных в п. 9 как требующие пересмотра статуса, больше нуля, то для них повторяются п. 8–10 алгоритма.

12. Звёзды, бывшие изначально главными в ячейках с $\text{flag} = 5$, в списках «звёзд-претендентов» соседних с ними ячеек помечаются как свободные.

13. Для «ячеек-соседей», упомянутых в п. 12, выполняются п. 8–10 алгоритма.

14. Если есть звёзды с $\text{flag} = 5$ или 3, вернуться к п. 12.

3. МОДЕЛЬНЫЕ БОРТОВЫЕ КАТАЛОГИ

Для проверки функционирования предложенного алгоритма и оценки характеристик получающихся БКНЗ были созданы три модельных каталога: БКНЗ–6, БКНЗ–11 и БКНЗ–12. Первый из них (БКНЗ–6) включает звёзды до 6^m и должен быть аналогичен БКНЗ ЗД АД-1 производства МОКБ «Марс» [МОКБ «МАРС», 2011]; БКНЗ-11 и -12 включают звёзды, соответственно, до 11^m и 12^m и предназначены для ЗД ГАИШ МГУ (см. статью настоящего сборника *Стекольников О. Ю., Захаров А. И., Прохоров М. Е.* Конструктивные особенности узкопольного звёздного датчика ГАИШ МГУ с зеркальным объективом). Характеристики этих каталогов приведены в таблице. Распределение по небу звёзд, входящих в БКНЗ-6, показано на рис. 3.

Основные характеристики модельных каталогов БКНЗ-6, -11 и -12

Характеристика	БКНЗ-6	БКНЗ-11	БКНЗ-12
Предельная звёздная величина (в спектральной полосе ЗД)	6^m	11^m	12^m
Разбиение граней куба N	24	205	205
Число узлов в сетке M	3456	252 150	252 150
Типичный угол между соседними узлами, град.	3,75	0,44	0,44
Средний размер ячейки, кв. град.	12	0,16	0,16
Исходная система координат	Экваториальная		
Параметр m_0 веса	6^m	11^m	11^m
Параметр R_0 веса	1,5 угла между узлами (в центре грани куба)		
Число звёзд во входном каталоге (полном до предельной величины)	8244	~995 тыс.	~1998 тыс.
Число звёзд в каталоге	3388	247 365	251 717
Число пустых ячеек	68	4785	433
Распределение ячеек по типам:			
• главная звезда из своей ячейки	2661	197 218	204 141
• соседняя с большим весом	408	36 690	45 091
• заполненная пустая ячейка	319	13 457	2485
• ячейка, оставшаяся пустой	68	4785	433
Всего ячеек:	3456	252 150	252 150
• со звёздами $>11^m$	–	–	30 903
Распределение ячеек по числу звёзд, внесённых в каталог:			
0	664	66 535	65 187
1	1739	134 099	133 025
2	601	42 434	44 291
3	119	8006	8547
4	20	1004	1037
5	2	68	57
6	–	4	6

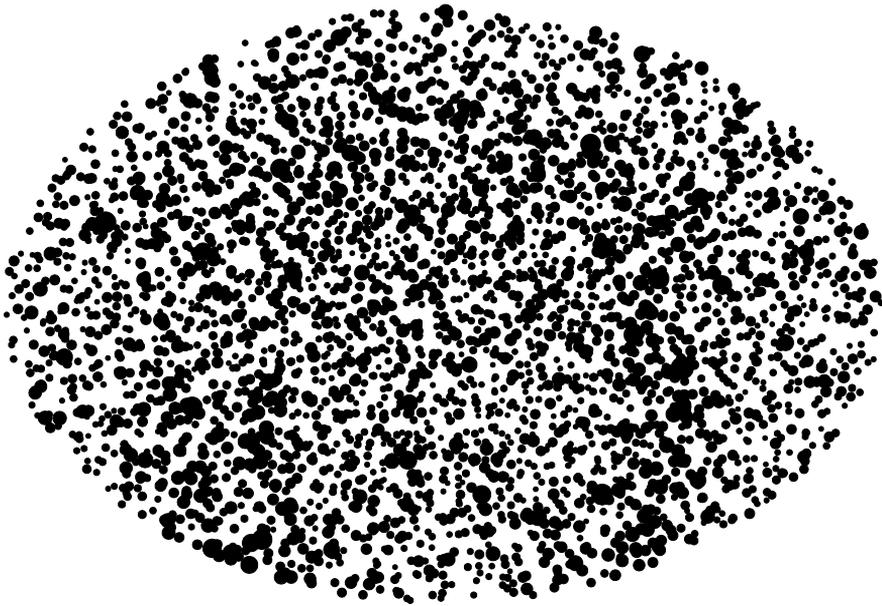


Рис. 3. Распределение по небу навигационных звёзд из БКНЗ-6. В каталоге 3388 звёзд, предельная величина — 6^m . Размер изображений звёзд пропорционален их блеску

4. ИССЛЕДОВАНИЕ МОДЕЛЬНЫХ КАТАЛОГОВ

На рис. 4 показано распределение навигационных звёзд в каталогах по звёздным величинам (по оси абсцисс — звёздная величина m , по оси ординат — число звёзд N ; обозначения каталогов — возле соответствующих линий).

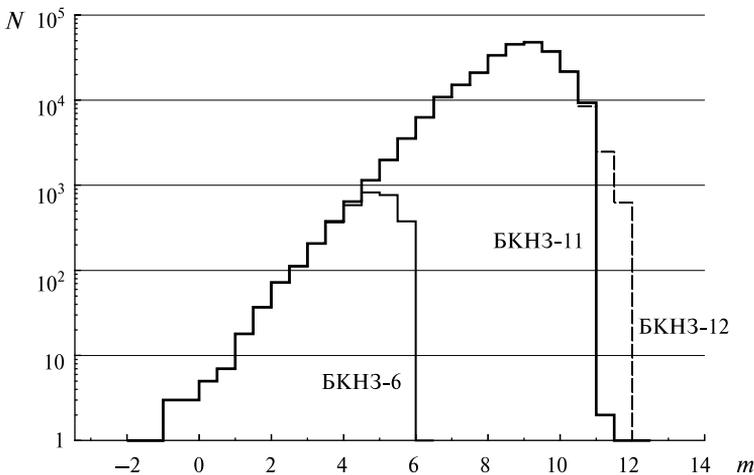


Рис. 4. Распределение навигационных звёзд по величинам $N(m)$. Шаг гистограммы $0,5^m$. Для звёзд ярче 4^m все три распределения совпадают, для звёзд ярче 10^m — совпадают БКНЗ-11 и БКНЗ-12. Максимум распределения в БКНЗ-6 приходится на интервал $4...4,5^m$, в БКНЗ-11/12 — на интервал $9...9,5^m$

На рис. 5 показано распределение угловых расстояний навигационных звёзд от центров ячеек, с которыми они связаны.

Наиболее важный тест — проверка распределения звёзд по сфере. Для этого выполнялась следующая процедура: выбиралась квадратная площад-ка 163 кв. град. для БКНЗ-6, равная полю зрения ЗД АД-1, и 2 кв. град. для БКНЗ-11/12 с полем зрения ЗД ГАИШ МГУ с равномерным по сфере случай-ным положением центра и случайной ориентацией сторон.

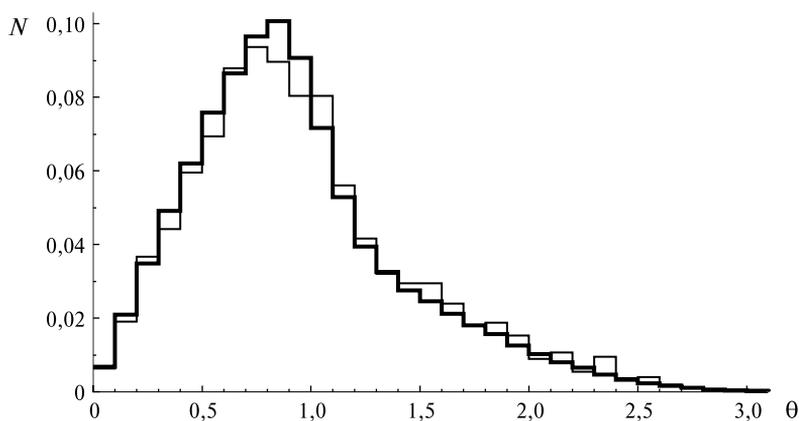


Рис. 5. Распределение навигационных звёзд по удалению от узлов квазиравномер-ной сетки $N(\theta)$. Удаление θ дано в единицах «радиуса» ячейки (расстояния от центра до середины стороны ячейки в центре грани куба). Число звёзд в интервале нормиро-вано на число узлов в сетке. Тонкая линия соответствует каталогу БКНЗ-6, толстая — каталогам БКНЗ-11/12 (различия между ними малы)

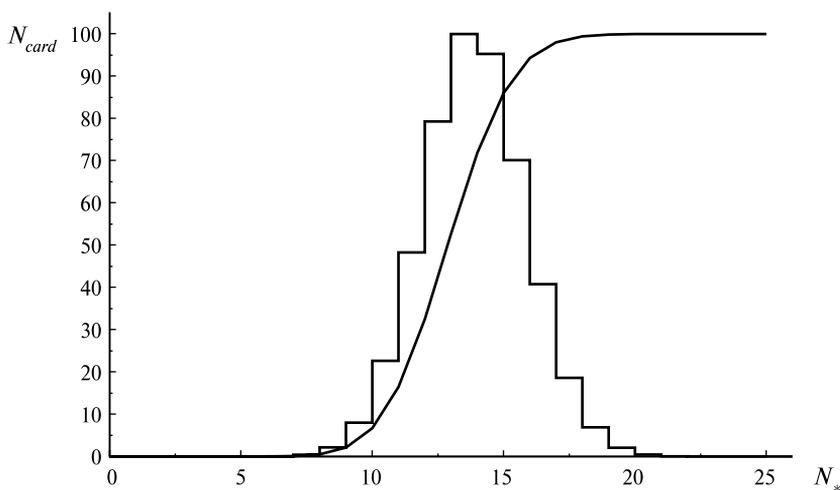


Рис. 6. Распределение числа кадров N_{cadr} для ЗД АД-1 в зависимости от числа N_* попадающих в них навигационных звёзд из БКНЗ-6. Приведены дифференциальная ги-стограмма и кумулятивное распределение, оба нормированы на максимум и даны в процентах. Видно, что наиболее вероятны кадры, содержащие 12 навигационных звёзд. Только 2 % кадров содержат менее 10 звёзд

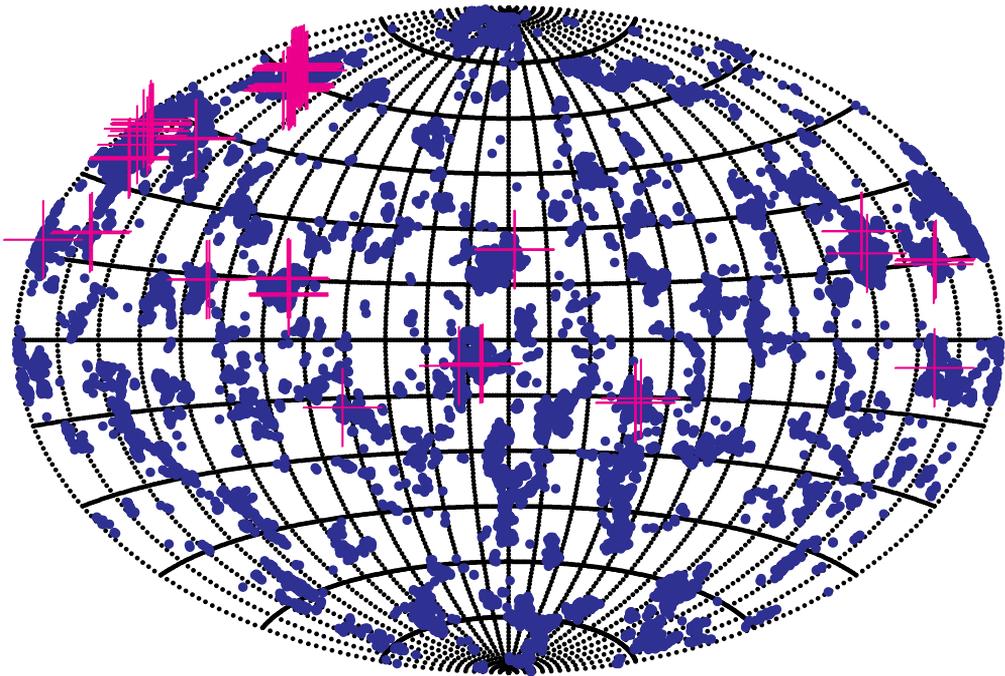


Рис. 7. Распределение центров кадров, бедных звёздами, по небесной сфере для БКНЗ-6. Показаны центры кадров, содержащих 6 или менее звёзд. Кадры, содержащие только 3 звезды, отмечены крестами

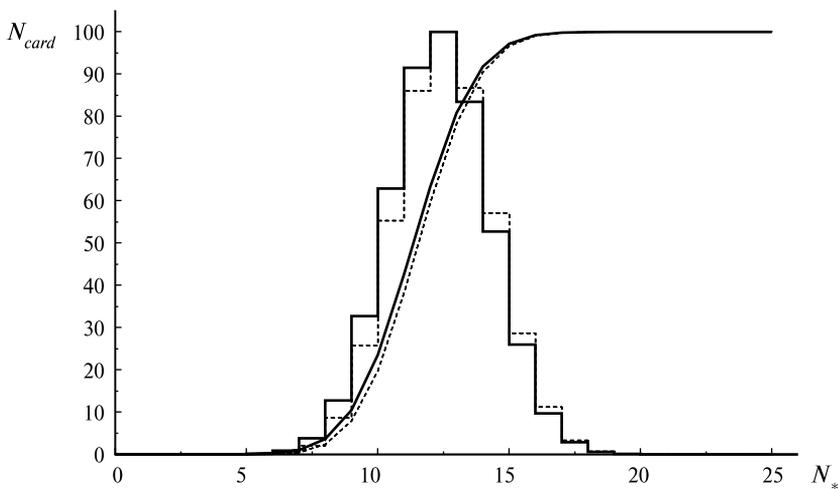


Рис. 8. Распределение числа кадров N_{card} для ЗД ГАИШ в зависимости от числа N_* попадающих в них навигационных звёзд из БКНЗ-11/12. Приведены дифференциальная гистограмма и кумулятивное распределение, кривые нормированы на максимум и даны в процентах. Сплошные линии соответствуют БКНЗ-11, пунктирные — БКНЗ-12. Из гистограмм видно, что наиболее вероятны кадры, содержащие 12 навигационных звёзд. Менее 10 звёзд содержится только в 8 % кадров

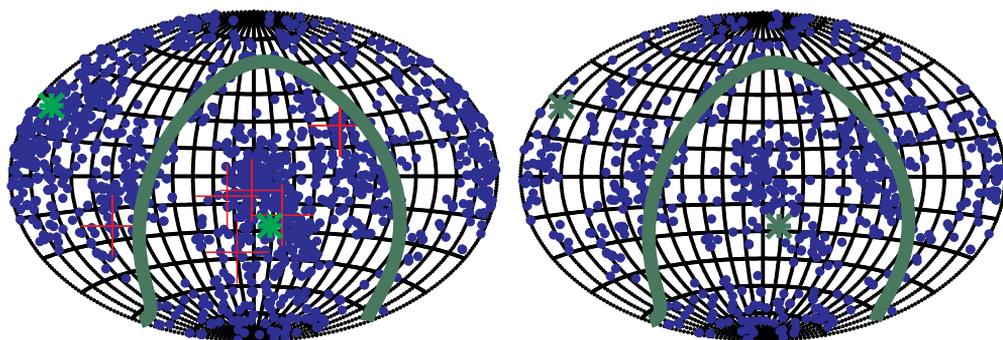


Рис. 9. Распределение центров кадров, бедных звёздами, по небесной сфере для БКНЗ-11 (слева) и БКНЗ-12 (справа). Точками выделены кадры, содержащие от 4 до 6 навигационных звёзд, крестами — кадры с 3 звёздами (они есть только в БКНЗ-11). Звезды отмечают полюса Галактики, линия — плоскость галактического экватора

Для площадки подсчитывалось число попадающих в неё навигационных звёзд. Процедуры повторялась 10^6 раз. Гистограмма распределения числа навигационных звёзд из БКНЗ-6, попадающих в поле зрения ЗД АД-1, приведена на рис. 6, а карта распределения бедных звёздами кадров — на рис. 7.

Аналогичные зависимости для БКНЗ-11/12 и ЗД ГАИШ приведены на рис. 8 и 9.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Предложен и опробован новый метод построения бортового навигационного каталога с распределением звёзд по небу, близким к равномерному, из исходного полного каталога звёзд с неравномерной плотностью. Качество полученных бортовых каталогов не уступает качеству каталогов, созданных обычными методами.

Метод показал высокую скорость выполнения. Его можно рекомендовать к использованию в процедурах последовательного улучшения каталогов.

Опубликованные научные исследования проведены при финансовой поддержке Минобрнауки России (Соглашения № 8059, 8239, 8758).

ЛИТЕРАТУРА

- [МОКБ «МАРС», 2011] МОКБ «МАРС». Раздел: Продукция. [Электронный ресурс]. Режим доступа: <http://www.mars-mokb.ru/product.html> (24.11.2011).
- [Hoffleit, Jaschek, 1991] *Hoffleit D., Jaschek C.* The Bright Star Catalogue. 5th revised / Ed. New Haven, Conn.: Yale University Observatory, 1991.
- [Kunszt et al., 2001] *Kunszt P. Z., Szalay A. S., Thakar A. R.* The Hierarchical Triangular Mesh // Mining the Sky: Proc. MPA/ESO/MPE Workshop / Ed. A.J. Banday, S. Zaroubi, M. Bartelmann. Springer-Verlag, 2001. P. 631–637.

MINIMAL SIZE NAVIGATIONAL STELLAR CATALOG FOR STAR TRACKER BY BINDING TO A QUASI-UNIFORM GRID ON THE CELESTIAL SPHERE

A. V. Biryukov, A. I. Zakharov, M. G. Nikiforov, F. N. Nikolaev, M. E. Prokhorov, M. S. Tuchin

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

Navigation stars catalogue for astro-orientation systems ought to have approximately constant density of stars on the celestial sphere. The classical way of constructing such catalogs — thin out complete to a tracker limiting magnitude catalog. Typically, for this celestial sphere is divided into approximately equal areas. The paper proposes an alternative method of creating directories by binding stars to quasi-uniform grid of points on the celestial sphere. Several model catalogs was built. We show that their properties are not inferior to a catalog, created by a classical way.

Keywords: astroorientation, star tracker, catalog of navigation stars, quasi-uniform grid on sphere.

Biryukov Anton Vladimirovich — research scientist, PhD, e-mail: eman@sai.msu.ru,

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

Nikiforov Mikhail Gennadievich — research scientist, PhD, e-mail: markab@sai.msu.ru,

Nikolaev Fedor Nikolaevich — junior scientist, e-mail: vorch@list.ru,

Prokhorov Mikhail Evgenievich — head of the laboratory, doctor of science,
e-mail: mike.prokhorov@gmail.com,

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

РАСЧЁТ БЛЕСКА ЗВЁЗД В СПЕКТРАЛЬНОЙ ПОЛОСЕ КРЕМНИЕВОГО ФОТОПРИЁМНИКА ЗВЁЗДНОГО ДАТЧИКА ПО ДАННЫМ КАТАЛОГОВ ТУСНО-2 И 2MASS

*В. Г. Мошкалёв, А. В. Бирюков, А. И. Захаров, Н. Л. Крусанова,
А. В. Мионов, 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), Москва

Описывается процедура расчёта блеска звёзд для навигационного каталога звёздного датчика (ЗД) ГАИШ МГУ. Предлагается метод вычисления величин звёзд в полосе чувствительности кремниевого ПЗС. Для расчёта в основном использовались данные каталогов Тусно-2 и 2MASS. Метод заключается в аппроксимации величин редуцированными полиномами, составленными как из модельных показателей цвета звёзд, так и из конкретных данных различных фотометрических каталогов. Приводятся оценки точности величин в полосе ЗД. Достаточная точность полученных величин подтверждается по результатам последних лет.

Ключевые слова: звёздный датчик, каталог величин звёзд в полосе чувствительности кремниевых ПЗС, метод редукции величин из различных каталогов, оценка точности полученных величин.

Описывается процедура расчёта блеска звёзд в полосе, не совпадающей с полосами их наблюдения. В качестве примера взят расчёт для навигационного каталога звёздного датчика ГАИШ (см. статью настоящего сборника *Стекольников О. Ю., Захаров А. И., Прохоров М. Е.* Конструктивные особенности узкопольного звёздного датчика ГАИШ МГУ с зеркальным объективом). Задача пересчёта звёздных величин навигационных каталогов встаёт при создании любого датчика, поскольку необходим входной (исходный) каталог, полный до определённой звёздной величины в полосе чувствительности датчика, а прямые наблюдения звёзд в фотометрических полосах, используемых в этих приборах, обычно отсутствуют. Для звёздного датчика ГАИШ задача пересчёта ещё более важна, поскольку в ходе функционирования этот датчик использует информацию о блеске звёзд. Из-за этого точность расчёта звёздных величин в полосе чувствительности кремниевого ПЗС (панхроматической полосе) должна быть высокой.

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

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

Крусанова Наталия Леонидовна — научный сотрудник, e-mail: nat.krouss@gmail.com.

Мионов Алексей Васильевич — старший научный сотрудник, кандидат физико-математических наук, e-mail: almir@sai.msu.ru.

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

Николаев Федор Николаевич — младший научный сотрудник, e-mail: vorch@list.ru.

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

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

Для расчёта использовались данные каталогов *Tycho-2* [Tycho-2, 1997] и *2MASS* [Cutri et al., 2003]. Оба этих каталога охватывают всё небо и превышают ту предельную величину, которая необходима для создания навигационного каталога, а также обладают достаточной фотометрической точностью. Каталог *Tycho-2* содержит фотометрические данные в двух полосах видимого диапазона — B_T и V_T , а каталог *2MASS* — в трёх полосах ближнего ИК-диапазона J , K , H . Из-за того, что точность измерения блеска ярких звёзд в этих каталогах довольно низка, для таких звёзд использовались фотометрические данные из *WBVR*-каталога ГАИШ МГУ [Корнилов и др., 1991] и из $V_C R_C I_C$ -каталога в фотометрической системе Кузинса [Richmond et al., 2000].

Процедура создания каталога включала следующие шаги:

- первичную чистку каталогов: исключение переменных и тесных двойных звёзд;
- взаимное отождествление звёзд каталогов, выявление и исключение ошибок отождествления;
- исключение звёзд с аномальными показателями цвета; возникновение таких показателей цвета связано либо с аномальными свойствами звезды или её переменностью (из-за неодновременных измерений блеска, в полосах, входящих в показатель цвета), либо с ошибками измерения блеска звёзд хотя бы в одной полосе; такие звёзды не пригодны для пересчёта в другие спектральные полосы;
- следующий шаг расчёта блеска звёзд — центральный в процедуре — построение редуцированного полинома (или системы полиномов для различных случаев расчёта) по показателям цвета звёзд; построенный полином должен удовлетворять ряду противоречивых требований: обеспечивать малые остаточные отклонения звёзд и при этом иметь достаточно низкую степень; система полиномов требуется при использовании звёзд, у которых измерения в каталогах присутствуют не во всех фотометрических полосах.

Редуционные полиномы строились по следующей схеме.

1. Были рассчитаны таблицы модельных величин звёзд для кривых реакций различных фотометрических систем исходных каталогов и модельной величины межзвёздного поглощения по формуле:

$$m_i^X = -2,5 \lg \frac{\int E(\lambda) \varphi_i(\lambda) \tau^X(\lambda) d\lambda}{\int E_{\alpha Lyr}(\lambda) \varphi_i(\lambda) d\lambda},$$

где $E(\lambda)$ — спектральная плотность энергетической облучённости (СПЭО); $E_{\alpha Lyr}$ — СПЭО звезды αLyr (Веги); $\tau^X(\lambda)$ — монохроматический коэффициент межзвёздного поглощения с оптической толщиной X ; $\varphi_i(\lambda)$ — кривая реакции приёмной аппаратуры в i -й спектральной полосе.

Для корректного моделирования влияния межзвёздного покраснения вычисления m_i^X для каждой звезды с известными СПЭО проводились для случайного набора значений параметра X .

2. Составлялись редуционные полиномы в виде зависимости величины звезды в полосе прибора Z от показателей цвета избранного исходного каталога:

$$Z - m_i^0 = \sum_{n=0}^N \sum_{k=1}^K \sum_{i=k+1}^K a_{nik} \left(m_k^0 - m_i^0 \right)^n,$$

здесь Z — величина звезды в полосе звёздного датчика; m_i^0 — величина звезды в полосе исходного каталога, наиболее близкой по положению в спектре к полосе Z ; $m_k^0 - m_i^0$ — показатели цвета звёзд из исходного каталога; K — число полос в фотометрической системе исходного каталога; N — порядок используемого полинома; a_{nik} — коэффициенты полинома.

Порядок полинома был ограничен $N = 3$, что оказалось вполне достаточным для аппроксимации с необходимой точностью.

3. При помощи нелинейного метода наименьших квадратов (метод Маркуардта-Левенберга) находились значения коэффициентов полиномов a_{nik} .

4. После нахождения коэффициентов анализировалась их значимость, малозначимые коэффициенты отбрасывались. Затем проводилась следующая итерация. Обычно хватает 6–10 итераций (в зависимости от числа полос исходного каталога), чтобы определить значимые члены полиномов.

Кроме модельных вычислений, выполненных по такой схеме, использовались полиномы, в которых в правую часть формулы вставлялись показатели цвета из соответствующих каталогов для тех звёзд, величины Z которых были вычислены по известным СПЭО. Такой способ построения полиномов даёт менее точную аппроксимацию из-за случайных и систематических ошибок величин звёзд в исходных каталогах, зато он мало зависит от ошибок в калибровке СПЭО в исходных спектрофотометрических каталогах и, следовательно, даёт независимую оценку искомым величин Z .

Другим преимуществом такого способа является возможность составления комбинированных полиномов из показателей цвета нескольких каталогов, содержащих измерения не только в визуальном, но и в инфракрасном диапазоне. Например, в обзорном каталоге Tycho-2, содержащем более 2,5 млн звёзд [Tycho-2, 1997], имеется только один показатель цвета ($B_T - V_T$), а в обзорном каталоге 2MASS — только два: ($J - H$), ($H - K$) [Curti et al., 2003]. Комбинация этих каталогов позволяет получить таким способом большое количество величин звёзд в полосе Z для звёзд, отождествлённых в обоих каталогах.

Приведём в качестве примера фотометрического полинома для определения величины звезды в полосе Z по $B_T V_T JHK$ следующее выражение:

$$\begin{aligned} Z = & V_T + 0,1007(B_T - V_T) - 0,1167(V_T - J)^2 - 0,2948(V_T - J)(H - K) + \\ & + 1,2929(J - H)(H - K) - 3,8485(B_T - V_T)^3 + 0,3949(V_T - J)^3 - \\ & - 6,1329(H - K)^3 + 5,5895(B_T - V_T)^2(V_T - J) + 5,0977(B_T - V_T)^2(J - H) - \\ & - 2,6155(V_T - J)^2(B_T - V_T) + 1,1965(V_T - J)^2(J - H) + 0,4554(V_T - J)^2(H - K) - \\ & - 2,2947(J - H)^2(B_T - V_T) + 2,6589(J - H)^2(H - K) + 1,3181(J - H)^2(V_T - J) + \\ & + 6,0792(H - K)^2(B_T - V_T) - 2,848(H - K)^2(V_T - J) - 5,0479(H - K)^2(J - H) - \\ & - 5,0380(B_T - V_T)(V_T - J)(J - H) - 3,1368(B_T - V_T)(J - H)(H - K). \end{aligned}$$

Проверка качества полученных величин проводилась путём сравнения величин Z , полученных по различным исходным каталогам. Для этого был составлен список общих звёзд каталогов $WBVR$ ГАИШ МГУ, Tycho-2, $V_C R_C I_C$ Кузинса, $UBVRI$ Джонсона, JHK 2MASS. По подготовленным полиномам для этих звёзд вычислялись величины Z . Для примера на рис. 1 и 2 представлены зависимости такого типа разностей от показателя цвета и величин звёзд.

Анализ графиков показывает, что величина среднеквадратичного отклонения разности величин составляет $0,027^m$, разброс значений слегка увеличивается в области красных звёзд. Среднее значение по 320 общим звёздам составляет $-0,0018^m$, т. е. практически нет зависимости ни от показателя цвета, ни от звёздной величины.

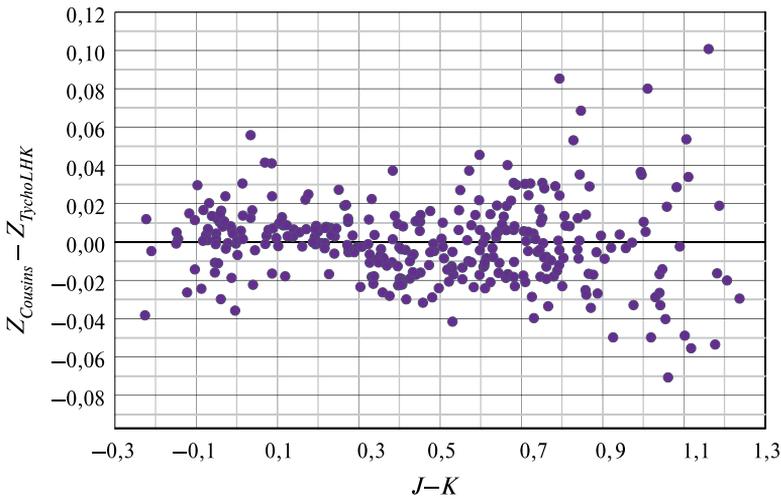


Рис. 1. Зависимость разности величины $Z_{Cousins}$, вычисленной по каталогу Кузинса, и величины Z_{jkh} , вычисленной по $B_T V_T JHK$, от показателя цвета $J-K$ -каталога 2MASS

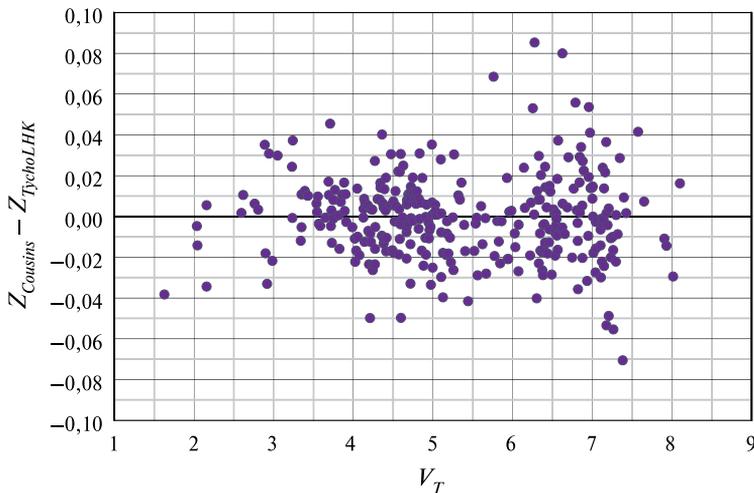


Рис. 2. Зависимость разности величины $Z_{Cousins}$, вычисленной по каталогу Кузинса, и величины Z_{jkh} , вычисленной по $B_T V_T JHK$, от величины V_T звезды в каталоге Tycho-2

Аналогичные графики были построены для других фотометрических каталогов. При наличии измерений звезды в разных каталогах бралось средневзвешенное значение величины Z .

Метод может быть адаптирован под различные спектральные полосы и входные каталоги.

В работе [Kruzhilov, 2012] проведена оценка возможности улучшения предложенной здесь методики путём составления других типов аппроксимирующих полиномов. На наш взгляд, результаты исследования подтверждают преимущество методики ГАИШ.

Опубликованные научные исследования проведены при финансовой поддержке Минобрнауки России (Соглашения № 8059, 8239, 8758).

ЛИТЕРАТУРА

- [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., Миرونнов А. В., Мошкалева В. Г. Погрошева Т. М., Семенцов В. Н., Халиуллин Х. Ф.* Каталог WBVR-величин ярких звёзд северного неба // Труды ГАИШ / Под ред. В. Г. Корнилова. 1991. Т. 63. 400 с.
- [Curti et al., 2003] *Curti 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. The IRSA 2MASS All-Sky Point Source Catalog, NASA/IPAC Infrared Science Archive. 2003. URL: <http://irsa.ipac.caltech.edu/applications/Gator/>.
- [Kruzhilov, 2012] *Kruzhilov I. S.* Evaluation of instrument stellar magnitudes without recourse to data as to star spectral classes // *J. Applied Remote Sensing*. 2012. V. 6. N. 063537. doi: 10.1117/1.JRS.6.063537.
- [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 // *The Publications of the Astronomical Society of the Pacific*. 2000. V. 112. P. 397–408.
- [Tycho-2, 1997] *The Hipparcos and Tycho Catalogues*. ESA SP-1200. 1997.

CALCULATION OF THE BRIGHTNESS OF STARS IN THE SPECTRAL BAND OF A SILICON PHOTODETECTOR STAR SENSOR ACCORDING TO THE TYCHO-2 AND 2MASS

*A. V. Biryukov, A. I. Zakharov, N. L. Koussanova, A. V. Mironov,
V. G. Moshkalev, F. N. Nikolaev, M. E. Prokhorov, M. S. Tuchin*

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

Describes how to calculate the brightness of stars for navigation catalog for star tracker (ST) of SAI MSU. The method of calculating the values of the stars in the band of the silicon CCD sensitivity is described. For the calculation mainly used data of the Tycho-2 and 2MASS.

The method consists in approximating the quantities pressure reducing polynomials, as compiled from the model of the color indices of stars, and of the specific data from different photometric catalogs. Provides estimates of the accuracy of the values in the band ST. Sufficient accuracy of the values obtained is confirmed by the results of recent years.

Keywords: Star tracker — catalog of magnitude of the stars in the band sensitivity of silicon CCD — method for reducing the quantities of the various photometric catalogs — evaluation of the accuracy of the values obtained

Biryukov Anton Vladimirovich — scientist, candidate of physico-mathematical sciences, e-mail: eman@sai.msu.ru.

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

Kroussanova Natalya Leonidovna — scientist, e-mail: nat.krouss@gmail.com.

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

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

Nikolaev Fedor Nikolaevich junior — junior scientist, e-mail: vorch@list.ru.

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

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

УЧЁТ ТЕРМОГЕНЕРАЦИИ МАТРИЧНЫХ ПРИБОРОВ С ЗАРЯДОВОЙ СВЯЗЬЮ КАК ОСНОВА ПОВЫШЕНИЯ ТОЧНОСТИ ЗВЁЗДНОГО ДАТЧИКА

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

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

Обсуждаются эффективные алгоритмы расчёта темнового тока при проведении первичной обработки изображения в реальном времени для типичных режимов функционирования звёздного датчика.

Ключевые слова: звёздный датчик, темновой ток, ПЗС.

ВВЕДЕНИЕ

Опубликованные параметры звёздных датчиков (ЗД) различных производителей (см., например, [Дятлов, Бессонов, 2009]) позволяют сделать вывод, что погрешность ориентации современных датчиков составляет $1/2 \dots 1/4$ углового размера элемента соответствующего прибора.

В статье рассматривается способ снижения погрешности определения ориентации путём повышения точности вычисления положения фотоцентра изображения звезды на приёмнике излучения — матричном приборе с зарядовой связью (ПЗС). Положение фотоцентра вычисляется как взвешенная сумма координат пикселей кадра, занятых изображением звезды. При оптимальном размере изображения (1,5...2 пиксела для ПЗС с обратной засветкой) случайную составляющую этой погрешности можно сделать очень малой [Захаров, Никифоров, 2011].

Везде далее будем отличать термин «пиксел», относящийся к ячейке кадра, от термина «элемент», относящегося к ячейке матричного ПЗС. Необходимость этого связана с тем, что ячейки кадра перемещаются в ходе считывания и экспозиции в режиме временной задержки и накопления (ВЗН) относительно элементов ПЗС.

Погрешность определения ориентации в звёздных датчиках имеет следующие составляющие:

- погрешности определения координат фотоцентров изображений звёзд;
- погрешности метода определения параметров ориентации по совокупности координат звёзд и координат фотоцентров;
- погрешности вычисления координат звёзд каталога.

Одним из способов снижения погрешности определения координат фотоцентров является учёт геометрического шума — неоднородности характеристик элементов матричного приёмника излучения. Этот способ не требует никаких переделок механической или оптической частей приборов, но предполагает

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

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

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

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

использовать более сложные алгоритмы обработки изображения. Подобные алгоритмы давно являются стандартом в астрономии при проведении астрометрических и фотометрических измерений [Howell, 2006], однако в датчиках ориентации они, как правило, не используются.

Стандартный алгоритм астрономической коррекции состоит, как правило, из следующих действий: 1) вычитание байеса (смещения); 2) вычитание сигнала в пикселе, образованного вследствие термогенерации (темнового сигнала) и 3) учёт неоднородности чувствительности элементов матричных ПЗС. Байес обычно не меняется от строки к строке и, следовательно, к геометрическим шумам не относится. Неоднородность чувствительности — первая составляющая геометрического шума — определяется путём построения «плоского поля» — изображения однородной излучающей поверхности. Эта характеристика применима только для светочувствительной части приёмника излучения, которая, например, для ПЗС с переносом кадра, охватывает менее половины элементов матричного ПЗС. Типичное изменение чувствительности от элемента к элементу составляет 3...5 % для ПЗС с обратной засветкой и 1...3 % для ПЗС с прямой засветкой и КМОП [e2v, 2003]. Опыт показывает, что и байес, и неоднородность чувствительности мало меняются со временем и с температурой.

Наиболее сложным является учёт темнового сигнала. Во-первых, темпы термогенерации сильно зависят от температуры. Во-вторых, разброс средних значений темпов термогенерации в отдельных элементах во много раз превышает случайный разброс (шум) в каждом из них. В-третьих, помимо «нормальных» элементов в ПЗС существуют «горячие», в которых темпы термогенерации от десятков до сотен раз превосходят значения в «нормальных» элементах и могут иметь другую зависимость от температуры [Smith et al., 2004].

ВЛИЯНИЕ НЕРАВНОМЕРНОСТИ ТЕМПОВ ТЕРМОГЕНЕРАЦИИ НА ПОГРЕШНОСТЬ ОПРЕДЕЛЕНИЯ КООРДИНАТ

Для определения влияния неравномерности темпов термогенерации элементов ПЗС было проведено тестирование процедуры определения координат фотоцентров на модельных изображениях с неравномерной термогенерацией. Генерировались кадры с уровнем термогенерации 250 электронов на элемент и различными уровнями неравномерности термогенерации от 0 до 60 электронов на элемент. В процедуре определения координат темновой сигнал определялся по участку кадра, не занятого изображением звезды (по периметру квадрата, содержащего изображение). По нескольким тысячам кадров вычислялось СКО положения фотоцентра.

На рис. 1 показана зависимость ошибки определения координат фотоцентра от СКО неравномерности темпов термогенерации, выраженных в единицах среднего значения. Кривые приведены для трёх уровней сигнала, которые при нулевой неравномерности темпов термогенерации дают указанное отношение сигнала к шуму (SNR) без учёта шума чтения. Приведены два варианта формулы (линейная и квадратичная) определения координат фотоцентра.

При низких уровнях сигнала ($SNR = 3$) и больших значениях СКО неравномерности темпов термогенерации кривые отличаются от прямых. Это объясняется тем, что для заданного уровня сигнала и при больших значениях

СКО неравномерности темпов термогенерации звезды увеличивается вероятность, что звезда не будет обнаружена при выбранном критерии обнаружения (критерий превышения сигнала над шумом SNR_{eff} был выбран равным 3, включая шум неравномерности темпов термогенерации). На рис. 2 представлены кривые вероятности обнаружения изображений звёзд для сигналов с SNR , равным 3 и 10 (в отсутствие неравномерности темпов термогенерации).

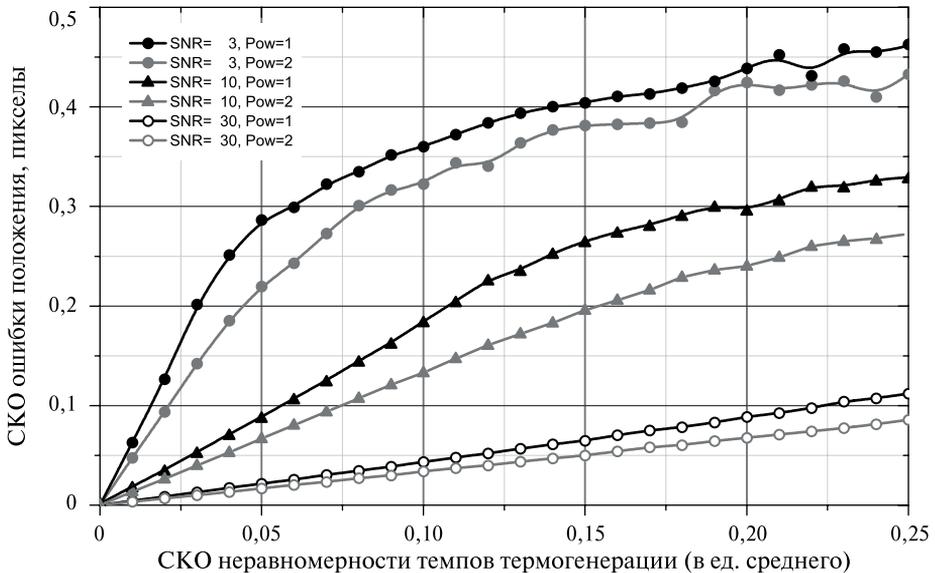


Рис. 1. Зависимость СКО ошибки положения фотоцентра от СКО неравномерности темпов термогенерации, выраженных в единицах среднего значения. Приведены для трёх уровней сигнала, характеризуемых параметром SNR , и для двух вариантов формулы ($Pow = 1$ и $Pow = 2$) для определения координат фотоцентра

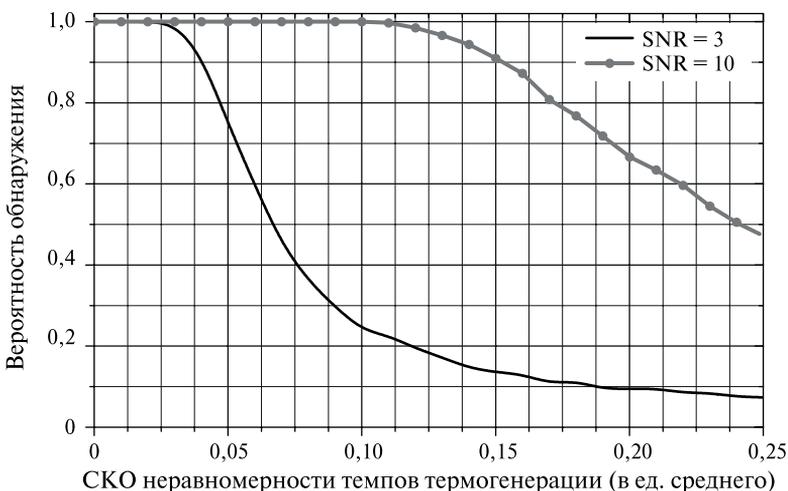


Рис. 2. Вероятность обнаружения изображения звезды в зависимости от СКО неравномерности темпов термогенерации, выраженного в единицах среднего значения. Кривые приведены для двух уровней сигнала, характеризуемых параметром SNR

Таким образом, SNR_{eff} на графиках уменьшаются до 0,9 для $SNR = 3$ и примерно до 3,0 для $SNR = 10$ при СКО неравномерности темпов термогенерации, равном 0,25.

Ошибка положения фотоцентра для сигнала с $SNR = 10$, обусловленная только пуассоновским шумом, должна составить величину 0,1 пиксела [Захаров, Никифоров, 2011]. Из графиков на рис. 2 видно, что в случае неравномерности темпов термогенерации, составляющей 25 % от среднего темпа термогенерации, ошибка определения положения фотоцентра составит около 0,3, что в 3 раза хуже случая, когда имеется только пуассоновский шум.

ОХЛАЖДЕНИЕ МАТРИЧНОГО ПРИБОРА С ЗАРЯДОВОЙ СВЯЗЬЮ

Одним из способов решения проблемы является охлаждение матричного ПЗС до температур, когда термогенерацией можно пренебречь (за исключением, возможно, термогенерации отдельных «горячих» элементов). Согласно данным для прибора e2v CCD 47-20 VI AIMO (используемого нами при разработке высокоточного звёздного датчика) достаточно охладить кристалл до температуры $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$, чтобы уменьшить термогенерацию до уровня 1 термоэлектрона за секунду (0,1 электрона за время экспозиции 100 мс).

Но охлаждение ПЗС налагает дополнительные требования к датчику и к платформе, на которой он установлен. Для обеспечения температурного режима датчика потребуется установка термоэлектрического холодильника и обеспечение его питанием, установка радиатора и защита радиатора от излучения Солнца и Земли (проблема сброса тепла) и т. п.

Кроме того, при низких температурах сильнее проявляется неэффективность переноса заряда, связанная с захватом части заряда электронными ловушками в кристалле кремния. Пример действия подобной ловушки можно увидеть на рис. 3.



Рис. 3. Часть темного кадра ПЗС с отчётливыми следами действия ловушек. Особенно ярко выделяется эмиссионный след ловушки, на которую попал сигнал от «горячего» элемента

При низких температурах характерное время испускания электронов ловушками значительно больше характерного времени переноса заряда в ПЗС [Cawley et al., 2001]. Этот эффект, а также отсутствие фона, который мог бы заполнять ловушки, приводит к тому, что изображения звёзд смазывается при проходе через ловушку, что негативно отражается на точности определения координат фотоцентров изображений звёзд.

АЛГОРИТМ УЧЁТА ТЕРМОГЕНЕРАЦИИ

Расчёт темнового заряда, накопленного в пикселе, осложняется тем, что в звёздных датчиках, как правило, применяются матричные ПЗС с переносом кадра. В таких приборах существуют две независимо управляемые секции. В одной из них — светочувствительной секции накопления — осуществляется экспозиция, после чего изображение быстро переносится в защищённую от света секцию хранения, из которой производится его построчное считывание. Такая конструкция позволяет вести считывание и обработку одного кадра одновременно с экспозицией следующего. В секции накопления изображение не меняет своего положения относительно элементов ПЗС, а в секции хранения сложным образом перемещается в ходе считывания. Например, при полном считывании кадра первая его строка считывается сразу, а остальные проводят в секции хранения время, пропорциональное её номеру. В процессе считывания строки кадра перемещаются по секции хранения, в результате чего накопленный темновой заряд меняется в зависимости от времени нахождения строки кадра на элементах ПЗС. При неполном считывании кадра определение накопленного темнового заряда становится ещё более сложным. Режим неполного считывания используется для того, чтобы увеличить частоту считывания кадров, и может быть применён, когда есть информация о том, в каких частях кадра находятся звёзды.

Расчёт темнового сигнала осуществляется в два этапа. На первом этапе калибруются темпы термогенерации. Производится съёмка нескольких темновых кадров с различным временем экспозиции. В случае матричного ПЗС с переносом кадра темновые кадры после экспозиции считываются полностью с параллельным переносом в обеих секциях (накопления и хранения). В результате получается кадр с удвоенным числом строк. После обработки всех темновых кадров получаются значения темпов термогенерации в единицах отсчётов на элемент за такт для обеих секций (накопления и хранения).

Обычно в каждой строке матричного ПЗС присутствуют столбцы элементов, закрытых от попадания излучения, назовём их темновыми столбцами. При полном считывании кадра для каждого пиксела кадра вычисляется коэффициент, равный отношению темнового сигнала, накопленного в рассматриваемом пикселе, к темновому сигналу, накопленному в пикселях темновых столбцов той же строки, что и рассматриваемый пиксел. Карта таких коэффициентов запоминается в постоянной памяти. Таким образом находятся относительные темпы термогенерации пикселов в предположении, что относительная температурная карта ПЗС постоянна, а температурная зависимость элементов ПЗС отличается лишь коэффициентом пропорциональности. Если предполагается считывать кадр частично (участки кадра, содержащие изображения звёзд), то также запоминаются сами темпы термогенерации.

Второй этап происходит во время работы датчика. С матричного ПЗС считываются значения сигнала от темновых столбцов в каждой строке и суммируются. В случае считывания полного кадра для каждого пиксела этой же строки кадра вычисляется накопленный заряд, равный произведению суммарного сигнала пикселей темновых столбцов на соответствующий этому пикселу коэффициент, вычисленный на первом этапе. В случае считывания участков кадра подобный коэффициент рассчитывается во время обработки на основе данных о темпах термогенерации и об отношении времени, проведенного пикселом в разных элементах ПЗС. Это невозможно сделать заранее, так как в общем случае нельзя предсказать положение изображений звезд в кадре.

Изложим в общем виде алгоритм расчёта.

Разделим заряд, накопленный в пикселе кадра:

- на заряд, полученный во время экспозиции изображения в области накопления, причём, если во время экспозиции был использован режим временной задержки накопления (ВЗН), необходимо учесть, что строка кадра экспонировалась в нескольких строках области накопления;
- заряд, накопленный во время считывания кадра из области хранения.

Зарядами, накопленными во время переноса строк, можно пренебречь ввиду малости времени переноса строк.

Обозначим: t — температура ПЗС (средняя или в какой-то характерной точке); t_c — значение температуры ПЗС, измеренное во время калибровки; $D_{i,j}(t)$ — темновой сигнал в пикселе кадра, находящемся в строке i , столбце j , полученный при температуре ПЗС t ; $T_{i,j}$ — темп термогенерации элемента ПЗС, находящегося в строке i , столбце j (число электронов на элемент за такт); $d_{i,j}^{rel}$ — коэффициент, равный отношению суммарного накопленного заряда в пикселе кадра к суммарному накопленному заряду пикселей из темновых столбцов той же строки, верхний индекс rel обозначает, что это относительная величина; $T_{i,j}^{img}$ — темп термогенерации элемента ПЗС в области накопления, верхний индекс img обозначает отношение к области накопления; $T_{i,j}^{st}$ — темп термогенерации элемента ПЗС в области хранения, верхний индекс st обозначает отношение к области хранения; τ_{img} — продолжительность экспозиции кадра в тактах; τ_{rd} — продолжительность считывания строки в тактах; $\{r_i\}$ — список номеров считываемых строк, упорядоченный по возрастанию (если кадр считывается не целиком); $\{k\}_{dark}$ — список темновых столбцов; $D_i^{dark}(t)$ — суммарный заряд всех пикселей темновых столбцов в строке i , полученный при температуре ПЗС t ; n_{TDI} — число строк сдвига во время экспозиции в режиме ВЗН.

На первом этапе определяются коэффициенты $T_{i,j}$, а для режима считывания полного кадра вычисляются относительные величины накопленного заряда при калибровочной температуре t_c :

$$d_{ij}^{rel} = \frac{D_{ij}(t_c)}{\sum_{k_{dark}} D_{i,k_{dark}}(t_c)},$$

где $D_{i,j}(t_c) = \frac{\tau_{img}}{1 + n_{TDI}} \sum_{k=0}^{n_{TDI}} T_{i+k,j} + \tau_{rd} \sum_{k=1}^i T_{i-k,j}$.

На втором этапе в случае считывания всего кадра вычисляем заряд для каждого обрабатываемого пиксела при текущей температуре ПЗС t :

$$D_{i,j}(t) = D_i^{dark}(t) \times d_{ij}^{rel}.$$

При частичном считывании кадра (избранные строки) формула расчёта накопленного темнового заряда имеет следующий вид:

$$D_{r_i,j}(t_c) = \frac{\tau_{img}}{1 + n_{TDI}} \sum_{k=0}^{n_{TDI}} T_{r_i+k,j} + \tau_{rd} \sum_{k=1}^{i-1} T_{r_i-r_k,j},$$

где r_i — i -й номер строки в списке считываемых строк.

Расчёты можно производить параллельно с фотометрической редуцией пикселов кадра, но для каждой строки в момент её обработки они должны быть уже вычислены. Поэтому рекомендуется производить расчёт темнового сигнала для следующей считываемой строки во время обработки текущей и записывать результат в буферную память.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Моделирование показало, что в звёздных датчиках ориентации неравномерность темпов термогенерации в элементах матричных ПЗС существенно увеличивает погрешность определения координат изображений звёзд. Для решения проблемы необходимо либо охлаждать ПЗС, что приводит к другим проблемам, либо производить более точный учёт темнового сигнала, в том числе учёт его неоднородности.

Предложенный авторами метод учёта темнового сигнала для матричных ПЗС, снабжённых темновыми столбцами, позволяет рассчитывать средний темновой сигнал в пикселах кадров без измерения температуры кристалла ПЗС и в отсутствие термостабилизации. Отметим, что метод работоспособен и в режиме полного чтения кадра, и при частичном его считывании, а также может применяться как на полнокадровых ПЗС, так и на ПЗС с переносом кадра.

ЛИТЕРАТУРА

- [Дятлов, Бессонов 2009] Дятлов С. А., Бессонов Р. В. Обзор звёздных датчиков ориентации космических аппаратов // Сборник трудов Всероссийской научно-технической конференции «Современные проблемы определения ориентации и навигации космических аппаратов». М.: ИКИ РАН, 2009. С. 11–31.
- [Захаров, Никифоров, 2011] Захаров А. И., Никифоров М. Г. Систематические и случайные ошибки определения положения фотоцентров звёзд на матричных фотоприёмниках // 2-я Всерос. научно-техническая конференция «Современ. проблемы ориентации и навигации космич. аппаратов»: Сб. тр. 13–16 сент. 2010 г. Россия, Таруса / Под ред. Г. А. Аванесова. М.: ИКИ РАН, 2011. С. 280–288.
- [Cawley et al., 2001] Cawley L., Goudfrooij P., Whitmore B., Stiavell M. Cte Working Group. HST CCD Performance in the Second Decade: ChargeTransfer Efficiency // Instrument Science Report WFC3 2001-05, 2001.

- [Howell, 2006] *Howell St.B.* Handbook of CCD Astronomy. Cambridge: University Press, 2006.
- [e2v, 2003] High performance imaging solutions e2v: 2007. URL: <http://www.e2v.com/products-and-services/high-performance-imaging-solutions/imaging-solutions-cmos-ccd-emccd/datasheets/> (01.09.2012).
- [Smith et al., 2004] *Smith D. R., Holland A. D., Hutchinson I. B.* Random telegraph signals in charge coupled devices // Nuclear Instruments and Methods. 2004. V. A530. P. 521–535.

ACCOUNTING THERMO GENERATION OF CCD MATRIX AS THE BASIS FOR INCREASING THE ACCURACY OF THE STAR TRACKER

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

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

The authors discuss efficient algorithms for calculating the dark current during the initial processing of images in real time for typical operating modes of the star tracker.

Keywords: star tracker, dark current, CCD.

Tuchin Maksim Sergeevich — junior scientist researcher, e-mail: wizard81@mail.ru.

Biryukov Anton Vladimirovich— scientist researcher, PhD, e-mail: eman@sai.msu.ru.

Zakharov Andrey Igorevich — scientist researcher, e-mail: zakh@sai.msu.ru.

Prokhorov Mikhail Evgenievich— leading scientist researcher, associated professor, head of laboratory, doctor of physical and mathematical science, e-mail: mike.prokhorov@gmail.com.

ОПТИМИЗАЦИЯ КОНСТРУКЦИИ СВЕТОЗАЩИТНОЙ БЛЕНДЫ ПРИБОРА ЗВЁЗДНОЙ ОРИЕНТАЦИИ

О. В. Филиппова, Р. В. Бессонов, Г. А. Аванесов

Федеральное государственное бюджетное учреждение науки
Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН), Москва

В статье описаны принципы построения бленды для прибора звёздной ориентации. Приведены результаты исследования светозащитной системы прибора звёздной ориентации. Описаны возможности дальнейшего совершенствования светозащитной системы с целью улучшения характеристик приборов звёздной ориентации.

Экспериментальная часть работы заключается в измерении коэффициентов диффузного рассеяния различных покрытий, рассеяния на кромках диафрагм, подавления боковой засветки в объективе и подтверждении результата численного моделирования.

Ключевые слова: прибор звёздной ориентации (звёздный датчик), бленда, коэффициент подавления, распределение освещённости, боковая засветка, определение ориентации, угол засветки, кромка диафрагмы.

ВВЕДЕНИЕ

Совершенствование приборов звёздной ориентации идёт по пути уменьшения массогабаритных характеристик и энергопотребления при одновременном повышении точности, увеличении помехозащищённости и диапазона рабочих угловых скоростей. Габаритные характеристики прибора в значительной степени определяет бленда как самая громоздкая его часть. Наряду с объективом и фотоприёмным устройством (ФПУ) бленда входит в состав оптического блока, который непосредственно отвечает за формирование изображения участка звёздного неба.

Съёмка звёзд с борта космического аппарата (КА) практически всегда сопровождается фоновой засветкой от объектов вне поля зрения прибора, таких как Солнце, Луна, Земля, корпус корабля и т. д. Поскольку Солнце — самый яркий источник боковой засветки и яркость его на 8-9 порядков превышает яркость звёзд с малым блеском, по которым определяется ориентация, в дальнейшем будем говорить о подавлении боковой засветки именно от Солнца.

БЛЕНДА И ЕЁ НАЗНАЧЕНИЕ. РОЛЬ ЭЛЕМЕНТОВ ОПТИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ЗВЁЗДНОГО ДАТЧИКА В ПОДАВЛЕНИИ БОКОВОЙ ЗАСВЕТКИ

Бленда предназначена для ослабления или полного подавления потока от боковых источников света. На сегодняшний день в приборах звёздной ориентации используются, как правило, круговые бленды [Якушенков и др., 1981].

Филиппова Ольга Владимировна — младший научный сотрудник, e-mail: 499B@rambler.ru.

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

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

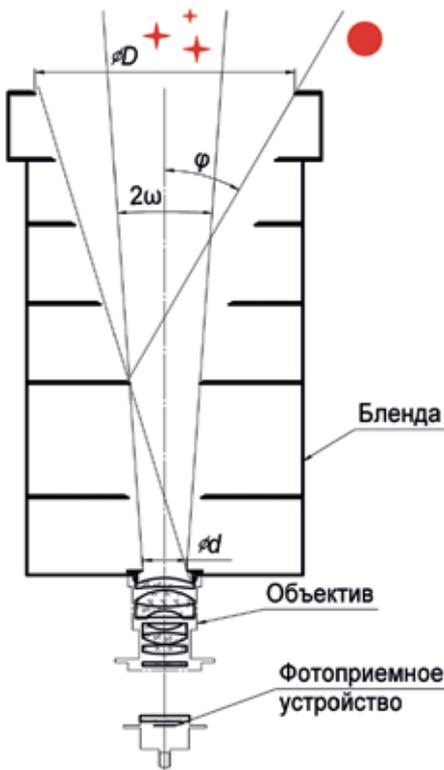


Рис. 1. Схематическое изображение оптического блока прибора звёздной ориентации: 2ω — угол поля зрения прибора; φ — угол допустимой засветки

Принцип работы бленды состоит в многократном переотражении и поглощении света на боковой поверхности и диафрагмах.

Основной характеристикой бленды является её коэффициент подавления, который определяется как отношение средней освещённости входного отверстия бленды (E_D) к освещённости первой линзы объектива (E_d):

$$k = \frac{E_D}{E_d}. \quad (1)$$

Коэффициент подавления бленды напрямую зависит от характеристик применяемых покрытий, габаритов и конфигурации бленды. Как правило, современные отечественные и зарубежные приборы оснащаются блендами, обеспечивающими работоспособность приборов при угле между оптической

осью прибора и направлением на Солнце (угол допустимой засветки φ на рис. 1) порядка 30° и более. Уменьшение этого угла улучшает эксплуатационные характеристики прибора, но приводит к увеличению габаритов бленды.

Для предметов, находящихся вне поля зрения ФПУ, объектив прибора также выполняет функции светозащитного устройства. Таким образом, уровень паразитной засветки, попадающий на ФПУ, определяется системой бленда — объектив.

Должный уровень подавления боковой засветки зависит от ФПУ. Динамический диапазон современных ФПУ позволяет наблюдать звёзды при некотором уровне паразитной засветки. Значение этого уровня зависит от типа ФПУ. С учётом изложенного задача разработчика прибора заключается в оптимальном распределении «ответственности» за обеспечение допустимого уровня паразитной засветки между ФПУ, объективом и блендой.

ВАРИАНТЫ КОНСТРУКЦИИ КРУГОВОЙ БЛЕНДЫ, ИХ СВОЙСТВА

Наибольшим коэффициентом подавления и надёжностью обладают двухкаскадные бленды [Якушенков и др., 1981; Аванесов и др., 1983]. Особенности их конструкции заключаются в том, что свет, рассеянный на краях диафрагм, не попадает напрямую в объектив и то, что рассеянный в бленде свет достигает первой линзы объектива минимум после четырёх диффузных

рассеяний на поверхностях бленды*. Благодаря этому можно снизить требования к условиям наземной отработки и эксплуатации звёздных датчиков. Приведённые особенности конструирования позволяют получить коэффициент подавления $10^8 \dots 10^9$. Это обеспечивает полное подавление боковой засветки, что значительно упрощает задачу разработчика. Однако существенным недостатком двухкаскадной бленды являются её сравнительно крупные габариты, поэтому выбор этого вида бленды нельзя считать оптимальным.

При использовании однокаскадной бленды необходимо оценить вклад каждого из звеньев в подавление засветки, как бленды, так и объектива с ФПУ. Поскольку в однокаскадной бленде гарантировано минимум два переотражения на поверхностях бленды и свет, рассеянный на кромках диафрагм, напрямую попадает в объектив, коэффициент подавления составляет не более $10^3 \dots 10^5$ при тех же лакокрасочных покрытиях.

ВОЗМОЖНЫЕ ВАРИАНТЫ ОПТИМИЗАЦИИ БЛЕНДЫ

За прошедшее десятилетие изменились как элементная база, приёмники излучения, так и алгоритмы обработки изображений участков звёздного неба. В первых приборах звёздной ориентации на основе ПЗС накладывалось жёсткое ограничение на уровень паразитной засветки, поскольку отсекаемый уровень сигнала на кадре (пороговое значение) устанавливался единожды в бортовой вычислительной машине. Теперь подбор порогового значения осуществляется для рассматриваемого фрагмента кадра в вычислительном блоке самого прибора звёздной ориентации, также увеличились разрядность АЦП и динамический диапазон ПЗС-матрицы. Таким образом, современные приборы звёздной ориентации могут работать при наличии фоновой составляющей и коэффициент подавления бленды 10^9 избыточен. Кроме того, дальнейшее усовершенствование — увеличение допустимой угловой скорости, повышение частоты обновления информации, получение более равноточной трёхосной ориентации — предполагает увеличение поля зрения прибора и относительного отверстия объектива. Если придерживаться конструкции двухкаскадной бленды, то, в силу правил построения, габариты бленды будут увеличиваться гораздо быстрее, чем в однокаскадном варианте. Поэтому уменьшение габаритов бленды остаётся одним из наиболее важных вопросов её оптимизации.

Оптимизация бленды может проходить несколькими путями:

- 1) применение диффузного покрытия с большим коэффициентом поглощения;
- 2) применение альтернативного материала для изготовления, в частности, стеклянных поверхностей;
- 3) оптимизация конструкции.

Два первых варианта также требуют разработки конструкции бленды, в противном случае специфические свойства того или иного покрытия или материала не будут использованы. В третьем пункте речь идёт об улучшении

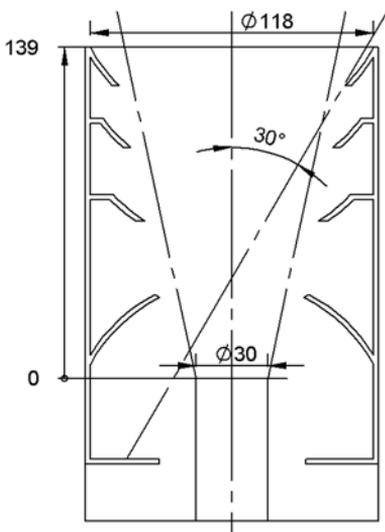
* В дальнейшем будем называть поверхностями бленды её внутреннюю боковую поверхность и все поверхности диафрагм, за исключением кромок (кромки бленды будут рассматриваться отдельно).

эксплуатационных характеристик бленды только при конструктивном изменении.

Рассмотрим по порядку каждый из приведённых пунктов. Использующееся в современных блендах лакокрасочное покрытие, апробированное в условиях космоса, близко по своим свойствам к ламбертовской диффузной поверхности и имеет коэффициент рассеяния 3...5 %. Однокаскадная круговая бленда с таким покрытием обладает коэффициентом подавления $10^3...10^5$. Новые технологии нанесения светопоглощающих покрытий позволяют получить коэффициенты рассеяния порядка 1 %. Таким образом, можно увеличить коэффициент подавления системы, обеспечивающей два переотражения на поверхностях бленды, приблизительно на порядок. Однако обеспечить защиту такого покрытия от механических повреждений и загрязнений при всех процедурах работы с блендой — сборка прибора, наземная отработка, отработка в составе КА — технологически сложнее. Кроме того, для успешной эксплуатации бленды необходима гарантия сохранения свойств покрытия при эксплуатации прибора в достаточно агрессивных условиях открытого космического пространства: радиационного излучения широкого спектра и термоциклирования.

Второй возможный путь оптимизации заключается в использовании зеркальных поверхностей. Оптимальным по оптическим свойствам материалом является полированное стекло, коэффициент диффузного рассеяния которого составляет всего 0,06%. На металле получить такой коэффициент диффузного рассеяния невозможно даже при полировке и нанесении просветляющего покрытия.

Для эффективного применения зеркальных поверхностей требуется изменение конструкции бленды так, чтобы большая часть света была отражена обратно в космос через входное отверстие бленды. Бленда с диафрагмами сферической формы обеспечивает минимум четыре зеркальных отражения и исключает смешанные диффузно-зеркальные и зеркально-диффузные переотражения (рис. 2). Коэффициент зеркального отражения составляет 4...5 %.



Следует заметить, что бленда со сферическими диафрагмами строится на основе классической однокаскадной бленды, при этом коэффициент подавления приведённой конструкции составляет $10^6...10^7$, т.е. на два порядка больше соответствующего значения для бленды с диффузным покрытием. При конструировании бленды из стекла наибольшие опасения вызывают, в первую очередь, массовые характеристики бленды, поскольку стекло достаточно тяжёлый материал, а для получения удовлетворительного коэффициента пропускания требуется толщина диафрагм около 2 мм и более.

Рис. 2. Конструкция бленды со сферическими диафрагмами, зеркальные поверхности. Предполагаемый материал для изготовления — стекло

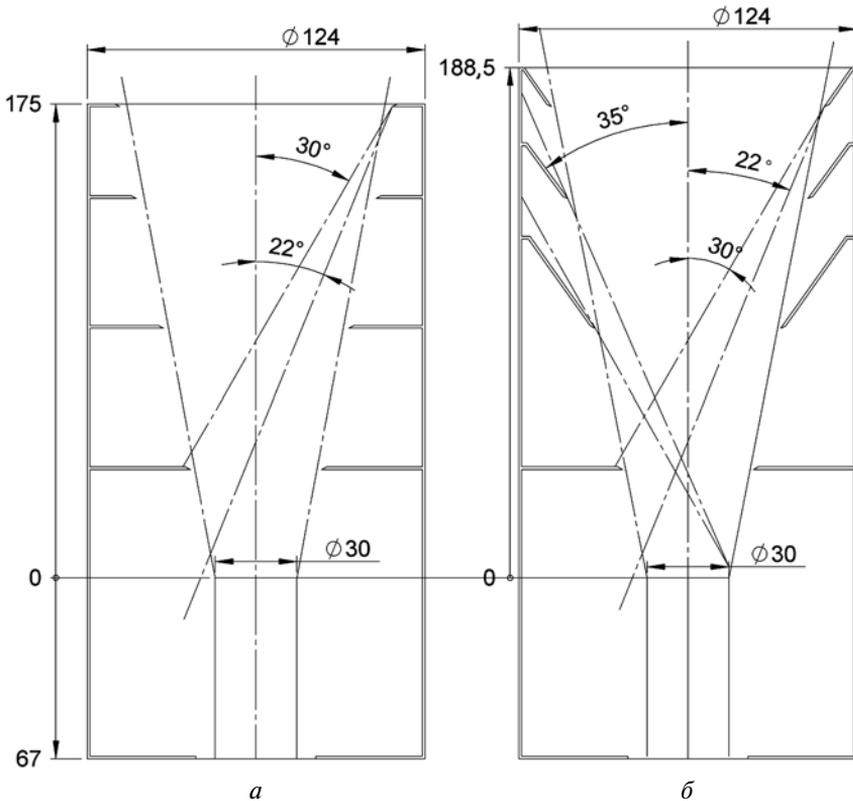


Рис. 3. Конструкции бленды для угла допустимой засветки 22° : *a* — однокаскадной классической; *б* — бленды с коническими диафрагмами

Во-вторых, хрупкость стекла может привести к сколам на тонких краях диафрагм на этапе выведения КА. Бленду с зеркальными диафрагмами можно рассматривать только как теоретический вариант получения максимально возможного коэффициента подавления однокаскадной бленды. Практическая реализация на данный момент кажется невозможной.

Третий возможный путь заключается в конструктивной оптимизации бленды с использованием апробированного лакокрасочного покрытия. Оптимизация конструкции сводится к использованию свойств однокаскадной бленды и диффузных ламбертовских поверхностей. Коэффициент подавления однокаскадной бленды увеличивается при увеличении угла засветки, кроме того, чем меньше угол допустимой засветки бленды, тем больше коэффициент подавления при одном и том же угле засветки. Так, для одной и той же системы объектив — ПЗС-матрица коэффициент подавления бленды с углом допустимой засветки 22° почти в два раза больше коэффициента подавления бленды с углом допустимой засветки 30° (при одном и том же угле засветки 30°). Помимо этого, с использованием свойств ламбертовской поверхности можно перераспределить световую энергию в бленде так, чтобы на первую линзу объектива после двух рассеяний попадала меньшая доля всего потока. Это достигается изменением формы диафрагм (рис. 3б). Следует заметить, что на рис. 3 бленды незначительно отличаются по высоте, это

различие образуется из-за конической формы диафрагм бленды. Сравнение по габаритам привело бы к совершенно другому расположению ножей в варианте конструкции с плоскими диафрагмами. Поэтому наиболее корректным будет сравнение при расположении кромок диафрагм на одной высоте. Тем самым обеспечивается одинаковое распределение потока боковой засветки в соответствующих отсеках бленды с плоскими и коническими диафрагмами.

Чтобы нагляднее продемонстрировать, откуда появляется выигрыш в коэффициенте подавления, рассмотрим частный случай хода лучей в бленде с плоскими и коническими диафрагмами. Наибольший вклад в освещённость первой линзы вносит свет, дважды рассеянный на плоскостях диафрагм. Пусть на нижнюю диафрагму бленды под одним и тем же углом к вертикали падает параллельный поток площадью σ в поперечном сечении и средней освещённостью E (рис. 4, 5).

Подсвеченная область будет вторичным источником света. Поскольку чёрное покрытие считается ламбертовским с коэффициентом диффузного рассеяния k ($k < 1$), легко рассчитать светимость S этого источника.

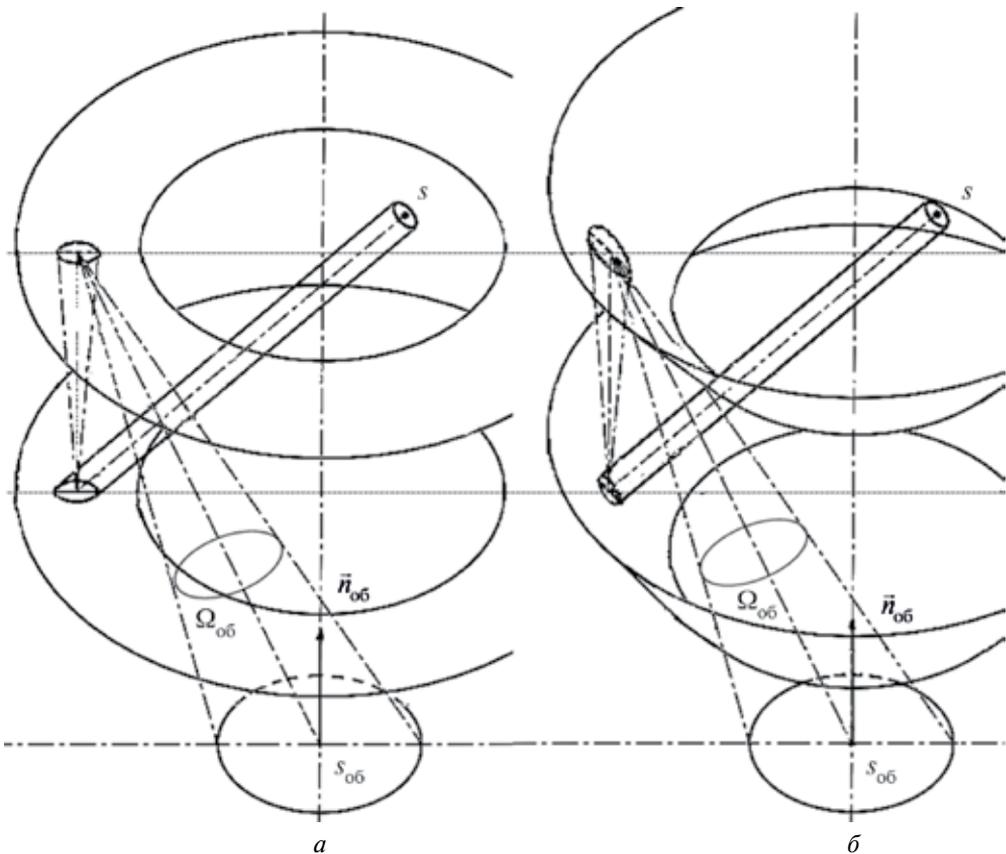


Рис. 4. К определению разницы в освещённости на первой линзе объектива: *a* — бленда с плоскими диафрагмами; *b* — с коническими диафрагмами; показано рассматриваемое направление хода лучей; s — площадь поперечного сечения падающего потока; s_{06} — площадь поверхности первой линзы объектива; Ω_{06} — телесный угол объектива; \vec{n}_{06} — продольная ось прибора, вертикаль

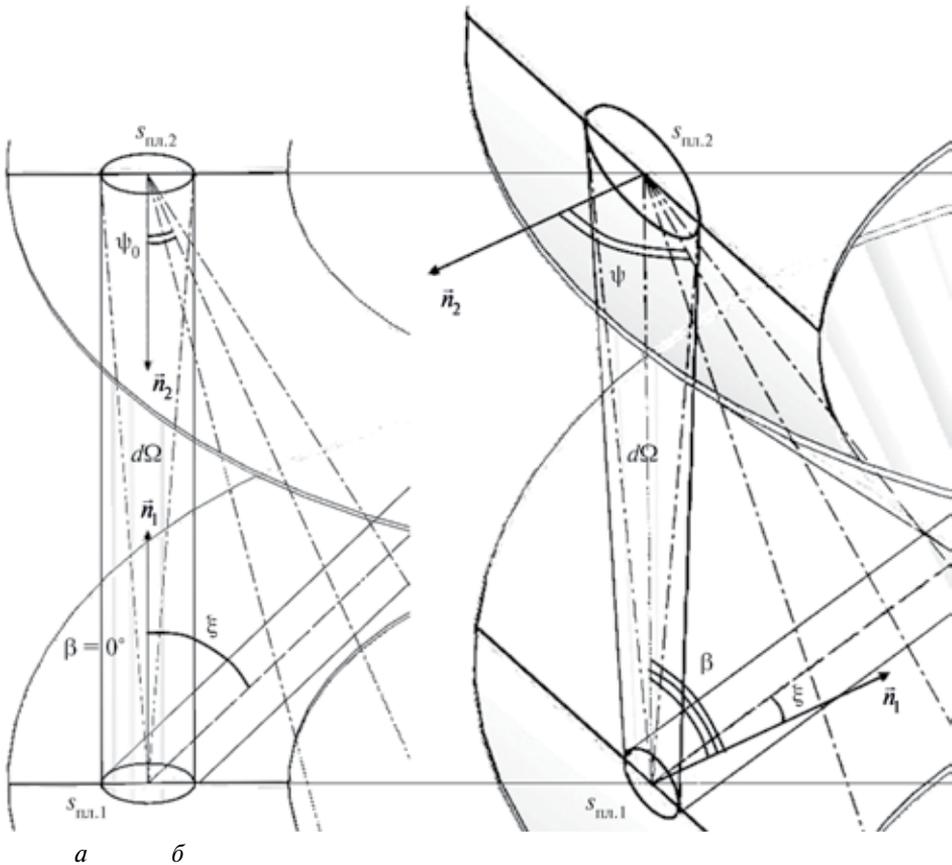


Рис. 5. К определению разницы в освещённости на первой линзе объектива: *a* — бленда с плоскими диафрагмами, *б* — с коническими диафрагмами; $s_{\text{пл.1}}$ — площадь засвеченной входным потоком площадки на нижней диафрагме; $s_{\text{пл.2}}$ — площадь засвеченной рассеянным светом площадки на верхней диафрагме; $d\Omega$ — телесный угол, под которым видна площадка на верхней диафрагме с нижней; \vec{n}_1 , \vec{n}_2 — нормали к засвеченным площадкам на нижней и верхней диафрагмах соответственно; ξ — угол между направлением входного пучка и нормалью нижней диафрагмы \vec{n}_1 ; β — угол между нормалью к плоскости нижней диафрагмы и направлением излучения в сторону площадки на верхней диафрагме (продольной осью прибора); ψ_0 , ψ — углы между направлением на первую линзу объектива и нормалью верхней диафрагмы \vec{n}_2

Поток, упавший на нижнюю диафрагму, выражается формулой [Ландсберг, 1976]:

$$\Phi_{1\downarrow} = E \cdot s. \quad (2)$$

Доля потока, рассеянная в полуплоскость над нижней диафрагмой, составит:

$$\Phi_{1\uparrow} = \Phi_{1\downarrow} \cdot k. \quad (3)$$

Таким образом, светимость вторичного источника равна:

$$S_1 = \frac{\Phi_{1\uparrow}}{s_{\text{пл.1}}} = E \cdot k \cdot \cos \xi, \quad (4)$$

где $s_{\text{пл.1}}$ — площадь подсвеченной площадки на нижней диафрагме, определяется по формуле:

$$s_{\text{пл.1}} = \frac{s}{\cos \xi};$$

ξ — угол между нормалью к плоскости диафрагмы и направлением падающего параллельного пучка.

Для ламбертовского источника светимость связана с его яркостью B_1 простой формулой:

$$S_1 = \pi \cdot B_1. \quad (5)$$

Таким образом,

$$B_1 = \frac{E \cdot k \cdot \cos \xi}{\pi}.$$

Зная яркость, можно выразить величину потока, попавшего на верхнюю диафрагму от нижней на площадку, находящуюся строго по вертикальному направлению:

$$\Phi_{2\downarrow} = B_1 \cdot s_{\text{пл.1}} \cdot \cos \beta \cdot d\Omega, \quad (6)$$

где β — угол между нормалью к плоскости нижней диафрагмы и направлением излучения; $d\Omega$ — телесный угол, под которым видна площадка на верхней диафрагме с нижней.

По аналогии с нижней диафрагмой, можно выразить яркость вторичного источника на верхней диафрагме — B_2 :

$$B_2 = \frac{S_2}{\pi} = \frac{\Phi_{2\uparrow}}{\pi \cdot s_{\text{пл.2}}} = \frac{\Phi_{2\downarrow} \cdot k / s_{\text{пл.2}}}{\pi} = \frac{E \cdot k^2 \cdot \cos \xi \cdot \cos \beta \cdot d\Omega}{\pi^2} \cdot \frac{s_{\text{пл.1}}}{s_{\text{пл.2}}}.$$

Освещённость на первой линзе объектива будет равна:

$$E_{\text{об}} = \frac{\Phi_{\text{об}}}{s_{\text{об}}} = B_2 \cdot \cos \psi \cdot \Omega_{\text{об}} \cdot \frac{s_{\text{пл.2}}}{s_{\text{об}}},$$

где $\Phi_{\text{об}}$ — поток, попавший с верхней диафрагмы на первую линзу объектива, рассчитывается по аналогии с $\Phi_{2\downarrow}$; ψ — углы между направлением на первую линзу объектива и нормалью верхней диафрагмы \vec{n}_2 ; $s_{\text{об}}$ — площадь первой линзы объектива; $\Omega_{\text{об}}$ — телесный угол объектива с подсвеченной площадки верхней диафрагмы.

Подставив значение яркости B_2 , получим выражение освещённости на первой линзе объектива:

$$E_{\text{об}} = \frac{E \cdot k^2 \cdot s \cdot \cos \beta \cdot \cos \psi \cdot d\Omega \cdot \Omega_{\text{об}}}{\pi^2 \cdot s_{\text{об}}}.$$

Следует заметить, что в случае с коническими диафрагмами $s_{\text{пл.1}} \neq s_{\text{пл.2}}$, а $d\Omega$ и $\Omega_{\text{об}}$ для плоских и конических диафрагм одинаков.

Для сравнения освещённости рассмотрим отношение $V = E_{\text{об.п}} / E_{\text{об.к}}$, где $E_{\text{об.п}}$, $E_{\text{об.к}}$ — освещённость первой линзы объектива в случаях с плоскими и коническими диафрагмами соответственно. Отношение V назовём выигрышем в коэффициенте подавления бленды, обусловленным только разницей рассеяния на плоскостях прямых и конических диафрагм. Сократив одинаковые множители, получим следующую формулу:

$$V = \frac{\cos\beta_{\text{п}} \cdot \cos\psi_{\text{п}}}{\cos\beta_{\text{к}} \cdot \cos\psi_{\text{к}}}$$

При прочих равных значениях разница в освещённости получается за счёт разных значений двух углов — β (для случая с плоскими диафрагмами $\beta = 0^\circ$) и ψ , что интересно, не зависит от угла ξ (первоначальный угол падения светового потока вертикали). Введём угол ν — угол между вертикальной осью и верхней поверхностью диафрагмы (угол наклона диафрагм). Углы β , ψ связаны ν , помимо этого, ψ зависит от высоты расположения диафрагмы относительно объектива. В рассмотренных случаях: $\nu_{\text{п}} = 90^\circ$ — для плоских диафрагм и $\nu = 35^\circ$ для конических диафрагм. Углы ν и β связаны простой формулой:

$$\beta = 90 - \nu.$$

Что касается угла ψ , то в случае с плоскими диафрагмами этот угол минимален, обозначим его ψ_0 (см. рис. 5). При этом для любых конических диафрагм:

$$\psi = \psi_0 + \beta.$$

Поскольку угол ψ не может быть больше 90° , для каждого угла наклона диафрагм существует максимально допустимое значение ψ_0 (это диктуется назначением диафрагм бленды: максимально допустимый угол их поворота определяется условием, чтобы свет, рассеянный на верхней поверхности диафрагмы, не попадал напрямую в объектив). Как уже было сказано, ψ_0 зависит от высоты диафрагмы, также он зависит от радиальной удалённости поверхности диафрагмы от оптической оси прибора (чем шире бленда, тем больше ψ_0).

Таким образом, выигрыш в коэффициенте подавления бленды с наклонными диафрагмами относительно бленды с плоскими диафрагмами обуславливается следующим соотношением:

$$V = \frac{\cos\psi_0}{\cos(90 - \nu) \cdot \cos(90 - \nu + \psi_0)},$$

где $0 < \psi_0 < \nu$.

На рис. 6 приведён пример графика зависимости выигрыша в коэффициенте подавления для случая, когда угол наклона диафрагм равен 35° ($\nu = 35^\circ$). Далее будут приведены результаты моделирования для бленды с таким углом наклона диафрагм. Из графика видно, каким бы ни был ψ_0 , т. е. неважно, как высоко расположен нож от объектива и как далеко находится рассматриваемая точка от продольной оси прибора, в любом случае в бленде с коническими диафрагмами в направлении объектива будет переизлучена меньшая доля света.

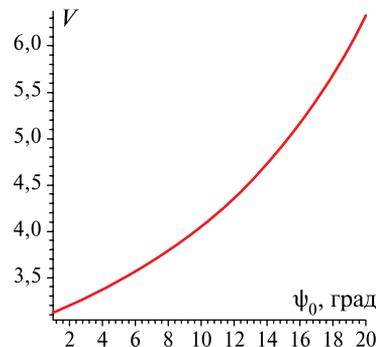


Рис. 6. График зависимости выигрыша в коэффициенте подавления бленды для угла наклона диафрагм $\nu = 35^\circ$

Для диафрагм с углом наклона 35° получаем выигрыш для доли света, рассеянного только на поверхностях диафрагм, более трёх. С учётом того, что часть света рассеивается на кромках диафрагм, а также часть попадает на первую линзу объектива после трёх и более переотражений, получаем, согласно моделированию, выигрыш в коэффициенте подавления всей бленды приблизительно в два раза.

ТЕОРЕТИЧЕСКИЙ РАСЧЁТ И РЕЗУЛЬТАТЫ ИЗМЕРЕНИЯ ДОПУСТИМОГО УРОВНЯ ПАРАЗИТНОЙ ЗАСВЕТКИ ФОТОПРИЁМНОГО УСТРОЙСТВА

При оценке допустимого фона на ФПУ приходится руководствоваться не только доступной потенциальной ямой устройства, но и ограничением на шумовую составляющую, поскольку при увеличении фона растёт и фотонный шум. При критическом значении фотонного шума СКО фона на кадре может быть настолько велико, что сигнал звезды потонет в шуме и звезда не будет распознана как объект.

Для определения необходимого коэффициента подавления бленды эмпирическим путём было установлено два критерия, определяющих максимально допустимый фон на кадре. Примем следующие предположения:

- фон не должен превышать 50 % используемого динамического диапазона ПЗС-матрицы;
- звезда распознаётся как объект в том случае, когда $I/\sigma > 20$, где I — интегральная яркость звезды на кадре без паразитной засветки (суммарное количество фотонов, пришедших от звезды в поле зрения объектива, с учётом квантовой эффективности ПЗС-матрицы); σ — среднеквадратичное отклонение (СКО) значений фона в пикселах по кадру.

Второе условие возникает из алгоритма обработки и распознавания полученных изображений участков звёздного неба (изображение звезды размывается на участок 3×3 пиксела).

Среднеквадратическое отклонение определяется как:

$$\sigma = \sqrt{\sigma_{\text{пр}}^2 + \sigma_{\text{ф}}^2},$$

где $\sigma_{\text{пр}}$ — СКО приборного шума (на темновом кадре); $\sigma_{\text{ф}}$ — СКО фотонного шума:

$$\sigma_{\text{ф}} = \sqrt{\Phi_{\text{фш}}}.$$

Среднее допустимое значение фона Φ на кадре можно вычислить по формуле:

$$\Phi = \Phi_{\text{фш}} + \Phi_{\text{Т}},$$

где $\Phi_{\text{фш}}$ — среднее значение по кадру, обусловленное только боковой засветкой; $\Phi_{\text{Т}}$ — сигнал на темновом кадре. Все величины измеряются в количестве электронов на 1 пиксел ПЗС-матрицы.

Для ПЗС-матрицы «Сфера-1000» (размер матрицы 1024×1024 пиксела, размер пиксела 16×16 мкм), 12-разрядного АЦП, объектива «Астрар-8» ($f = 60$ мм, относительное отверстие 1:2) при времени экспонирования кадра 120 мс критичным ограничением является допустимое отношение сигнал/шум (потенциальная яма матрицы составляет 45 тыс. электрон).

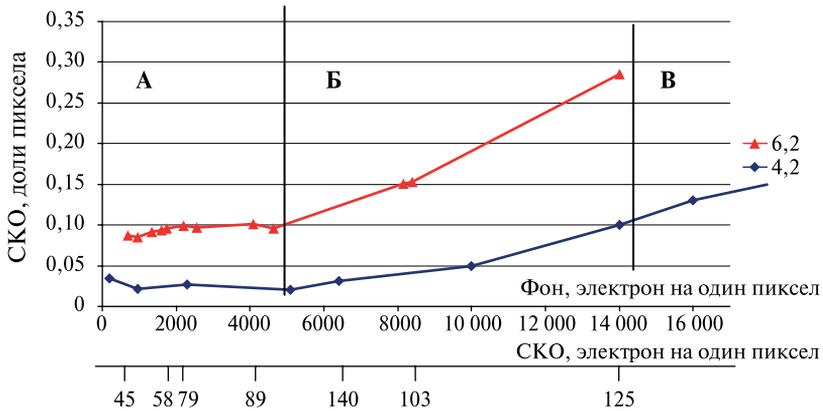


Рис. 7. Зависимость СКО определения энергетического центра звезды от среднего уровня фона на кадре для звёзд 4,2-й и 6,2-й звёздной величины. В области **А** прибор работает без потери точности; в области **Б** звёзды распознаются, но точность определения геометрического центра звезды хуже, чем в области **А**; в области **В** звёзды с малым блеском, по которым определяется ориентация, уже не распознаются на кадре как объекты

СКО приборного шума на темновом кадре составляет порядка 50 электрон. В этом случае 6,2 — звёздную величину на кадре (интегральный сигнал звезды класса А равен 7,7 тыс. электрон) можно распознать при фоне 15 тыс. электрон на пиксел.

Измерения на имитаторе одной звезды с разным уровнем фоновой засветки для системы объектив — ПЗС-матрица позволяют установить, как изменяется точность распознавания координат энергетических центров звёзд при увеличении среднего значения фона на кадре. На рис. 7 показана зависимость СКО определения центра звезды при разном фоне. Видно, что теоретический расчёт согласуется с результатами измерений.

ИЗМЕРЕНИЕ КОЭФФИЦИЕНТА ПОДАВЛЕНИЯ ОПТИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ЗВЁЗДНОГО ДАТЧИКА

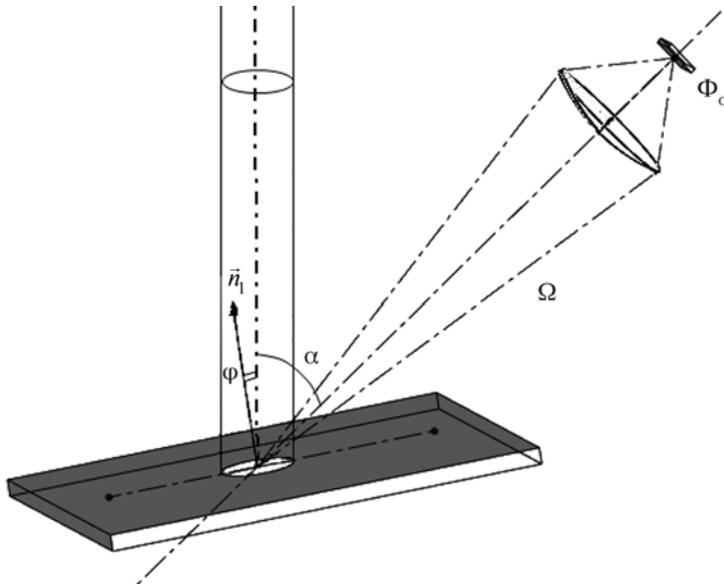
Фотометрический расчёт оптической системы в первых приборах звёздной ориентации осуществлялся вручную, в результате можно было дать оценку коэффициента подавления по порядку величины. Применение компьютерного моделирования позволяет получить более точное значение. При этом необходимо построить адекватную модель, максимально приближённую к реальной по таким характеристикам как геометрия и оптические свойства поверхностей. Для задания оптических свойств поверхностей в модели необходимо провести ряд измерений. Требуется определить коэффициент рассеяния диффузного покрытия, индикатрису рассеяния на краях диафрагм и коэффициент подавления объектива. Методика вычисления коэффициента подавления системы бленда — объектив включает проведение экспериментов по измерению характеристик системы, применение результатов эксперимента для построения модели, а также непосредственное моделирование прохождения света через систему.

Эксперименты по определению коэффициента рассеяния покрытия, индикатрисы рассеяния на кромке диафрагмы и коэффициента подавления объектива выполняются на одной и той же экспериментальной установке.

Внешний вид стенда и схематическое обозначение приведены на рис. 8а и б соответственно.



а



б

Рис. 8. Внешний вид установки и схема эксперимента по измерению коэффициента рассеяния черной диффузной поверхности

Измерительная установка включает:

- осветитель с ксеноновой лампой OSRAM 150 Вт;
- коллиматор ОСК-2, $f = 1,6$ м;
- камера «Видеоскан-285-2001» на основе ПЗС-матрицы Sony ICX285AL; измерения проводятся в линейном диапазоне камеры, что соответствует коэффициенту усиления 170; коэффициент нелинейности — 2 % [Ваваев и др., 2010];
- объектив «Вега», $f = 20$ мм, $d/f = 1/16$;
- объектив «Юпитер- 3», $f = 50$ мм, $d/f = 1/1,5$;
- образец, покрытый белой диффузной краской, индикатриса рассеяния которого близка к закону рассеяния Ламберта с коэффициентом диффузного рассеяния 96 % (далее — белая пластина);
- исследуемый образец, покрытый чёрной диффузной краской;
- оптическая скамья;
- поворотная платформа с нониусом, цена деления шкалы — 2 угл. мин;
- полевая диафрагма для коллиматора.

Измерение коэффициента рассеяния чёрного диффузного покрытия

Осветитель и коллиматор устанавливаются на оптическую скамью так, чтобы ксеноновая лампа была в фокальной плоскости коллиматора. Это позволяет получить на выходе коллиматора квазипараллельный равномерный пучок света. Апертурная диафрагма на выходе коллиматора позволяет получить узкий пучок света, без уменьшения средней освещённости в его поперечном сечении. Далее помещается образец с покрытием под заданным углом φ между нормалью к плоскости образца и оптической осью установки так, чтобы центр светового пятна на образце лежал на оси вращения поворотной платформы (обозначения и схематическое изображение показаны на рис. 8). На поворотной платформе устанавливается камера с объективом. Объектив сфокусирован на центр светового пятна. Поворотная платформа позволяет вращать камеру с объективом вокруг вертикальной оси, тем самым изменяется угол α . Ограничение по доступным углам связано только с размерами камеры и выходного отверстия коллиматора. Так, не доступны для измерения зона в несколько градусов от поверхности образца и зона около светового пучка.

Квазипараллельный равномерный ограниченный апертурной диафрагмой поток света характеризуется средней освещённостью по поперечному сечению потока и интегральным потоком, который переносится в пучке. При попадании этого пучка на поверхность, засвеченная область может рассматриваться как вторичный протяжённый источник света. Общий упавший на поверхность поток определяется по формуле:

$$\Phi_{\Sigma} = E \cdot S,$$

где E — освещённость в перпендикулярном к потоку сечении; S — площадь сечения пучка.

Поскольку реальные поверхности не являются идеальными отражателями или рассеивателями, исходящий от них как от вторичного источника света поток будет меньше на величину поглощённой доли излучения. Для поверхности с коэффициентом диффузного рассеяния k ($k < 1$) переизлученный поток будет равен

$$\Phi = \Phi_{\Sigma} \cdot k.$$

В случае ламбертовской поверхности доля потока (в малый телесный угол) в направлении угла α от нормали к поверхности определяется по формуле

$$\Phi_{\alpha} = \Phi_0 \cdot \cos \alpha.$$

Интегральный сигнал изображения при каждом угле α есть доля потока, переизлученная в данном направлении в малый телесный угол Ω камеры. В проводимых измерениях телесный угол определяется характеристиками оптической системы объектив – камера и остаётся неизменным на протяжении всех измерений, поскольку не меняются элементы системы, фокусировка объектива и расстояние от системы до исследуемого образца.

Для потока в направлении угла α справедлива формула:

$$\Phi_{\alpha} = \frac{I_S}{t}, \tag{7}$$

где I_S – интегральный сигнал пятна на изображении; t – время экспонирования кадра.

Если считать чернёную поверхность ламбертовской, то для каждого угла α по полученному значению интегрального сигнала изображения можно вычислить поток излучения, соответствующий нормальному направлению поверхности (приведённый поток), по формуле

$$\Phi_{0\alpha} = \frac{\Phi_{\alpha}}{\cos \alpha}.$$

На рис. 9 показаны индикатрисы рассеяния в горизонтальной плоскости реального чернёного покрытия и идеальной ламбертовской поверхности.

Удобно использовать в качестве эталона для измерений белую пластину, подчиняющуюся закону Ламберта с известным коэффициентом диффузного рассеяния.

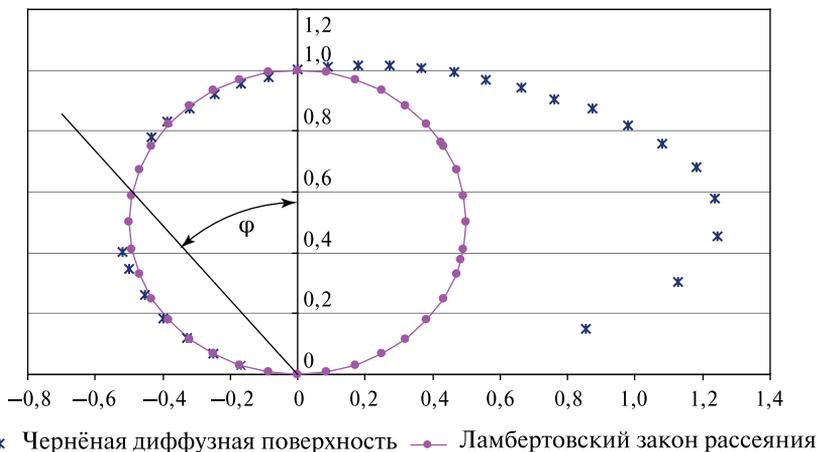


Рис. 9. Индикатрисы рассеяния чернёной диффузной поверхности и поверхности, подчиняющейся ламбертовскому закону рассеяния, в радиальных координатах при угле засветки $\varphi = 40^\circ$

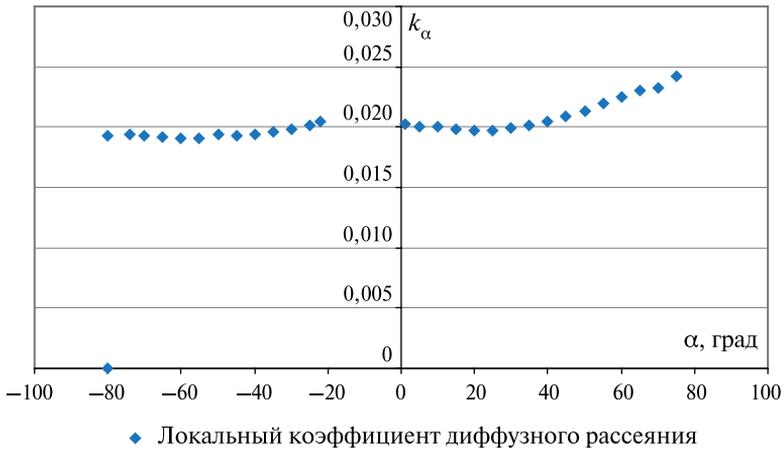


Рис. 10. Локальные коэффициенты диффузного рассеяния чёрной диффузной поверхности при угле засветки $\varphi = 10^\circ$

Для получения абсолютного значения коэффициента рассеяния чёрного покрытия достаточно провести единичное измерение интенсивности излучения белой пластины, установленной под любым известным углом к выходному пучку из коллиматора, по любому известному направлению.

На рис. 10 приведён график зависимости величины приведённого потока для чёрной диффузной поверхности от угла α относительно белой ламбертовской поверхности с известным коэффициентом диффузного рассеяния. Значение в каждой точке есть коэффициент диффузного рассеяния поверхности в выбранном направлении, если бы она описывалась ламбертовским законом рассеяния (локальный коэффициент диффузного рассеяния). Увеличение коэффициента рассеяния при углах, близких к направлению рассеяния, обуславливается боковой засветкой из-за расходимости пучка.

Для задачи моделирования выбирается максимальный коэффициент диффузного рассеяния чёрного покрытия, что соответствует углу α с максимальным значением $\Phi_{0\alpha}$ для всех φ .

Соответствующее значение коэффициента диффузного рассеяния получается по формуле:

$$k = \frac{\Phi_{0\alpha_{\max}}}{\Phi_0 \cdot k_0} \cdot 100 \%,$$

где $\Phi_{0\alpha_{\max}}$ — максимальное значение приведённого потока; Φ_0 — приведённый поток белой пластины; k_0 — коэффициент диффузного рассеяния белой пластины, равен 96 %.

Измерение рассеяния на кромке диафрагмы

В однокаскадной бленде доля засветки объектива светом, рассеянным на кромках диафрагм, всегда считалась критической, поскольку уже после первого рассеяния свет попадает на первую линзу. Поэтому первоначально была выбрана конструкция двухкаскадной бленды, где этой составляющей попросту

нет. Одним из вариантов уменьшения составляющей рассеяния на кромках считалась их острая заточка до 2...5 мкм, таким образом, уменьшается площадь освещённой поверхности кромки. Однако появляется сложность при нанесении покрытия, которое осыпается с края и в результате получается тонкая кромка чистого металла. В целях облегчения конструкции диафрагмы и боковая поверхность бленды изготавливаются из достаточно лёгкого сплава алюминия и магния, заточить который остро нельзя, в результате, диаметр скругления кромки составляет 70 мкм. При этом она имеет равномерное чёрное покрытие.

В расчётной модели кромка задаётся цилиндрической поверхностью, высота её определяется экспериментально (далее, x — эффективная ширина кромки). Узкий квазипараллельный пучок света освещает часть дуги кромки, причём $l \ll D$, где l — длина освещённой дуги; D — диаметр кромки диафрагмы бленды (рис. 11). В этом приближении можно считать вторичный источник светящимся отрезком.

Схема измерения приведена на рис. 12. Суммарный поток, попавший на кромку, можно выразить через освещённость, согласно формуле:

$$\Phi_{\Sigma} = E \cdot \Delta S \cdot \sin \varphi,$$

где ΔS — освещённая площадь кромки:

$$\Delta S = l \cdot x.$$

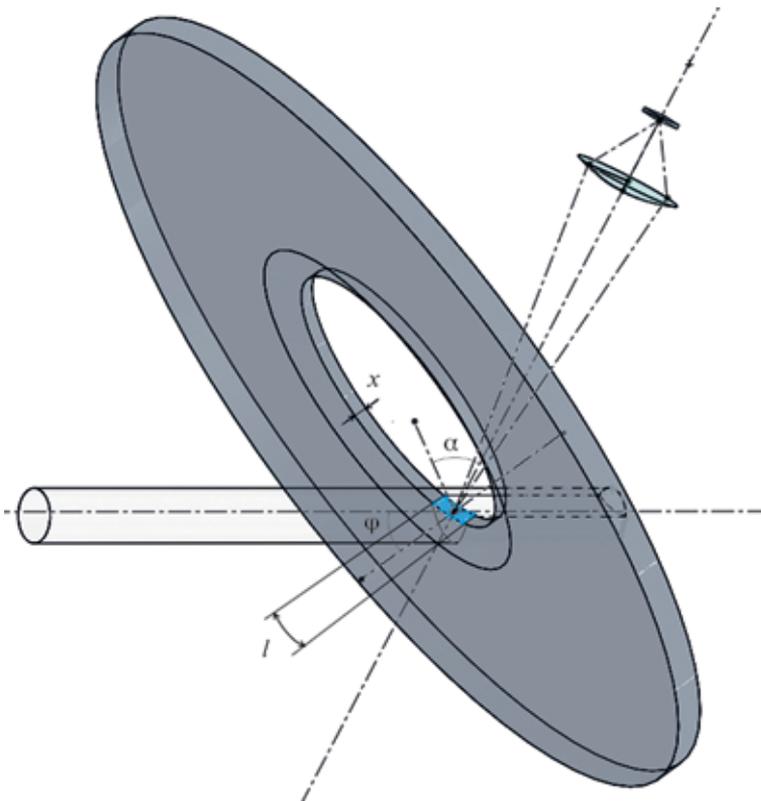


Рис. 11. Засвеченная область на кромке

Для определения суммарного упавшего на кромку потока измеряются длина подсвеченной дуги l и средняя освещённость по падающему потоку E .

Световой поток, рассеянный на видимой части кромки в направлении угла α , равен, согласно формуле:

$$\Phi_{\alpha} = B \cdot \Omega \cdot \Delta S \cdot \cos \alpha,$$

где B — яркость; Ω — телесный угол камеры, определяется по формуле $\Omega = S_k / R^2$ — отношение площади входного зрачка камеры к квадрату расстояния от подсвеченной кромки до входного зрачка.

Поскольку подсвеченная часть кромки считается ламбертовским источником, её яркость можно определить по следующей формуле (исходя из формул (4) и (5) для светимости ламбертовского источника):

$$B = \frac{\Phi_{\Sigma} \cdot k}{\Delta S \cdot \pi}.$$

По измеренным Φ_{α} (формула (7)) можно определить x . В результате получилось, что кромка светит как цилиндрическая поверхность, полностью покрытая чёрной краской, высотой в $x = 10$ мкм. При такой толщине кромки однократное рассеяние на кромках нескольких диафрагм не приведёт к засветке изображения. На рис. 13 показаны подсвеченная кромка диафрагмы со стороны объектива (а) и пример обработанного получаемого кадра для измерения (б).

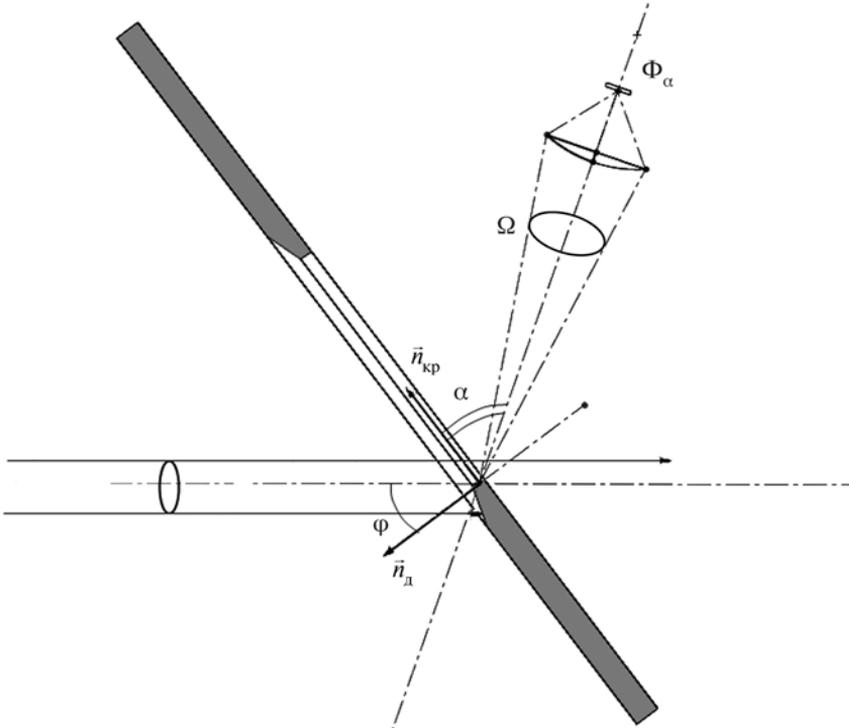


Рис. 12. Схема измерения рассеяния на кромке диафрагмы: \vec{n}_d — нормаль к поверхности диафрагмы бленды; $\vec{n}_{кр}$ — нормаль к моделируемой цилиндрической поверхности кромки в центре засветки

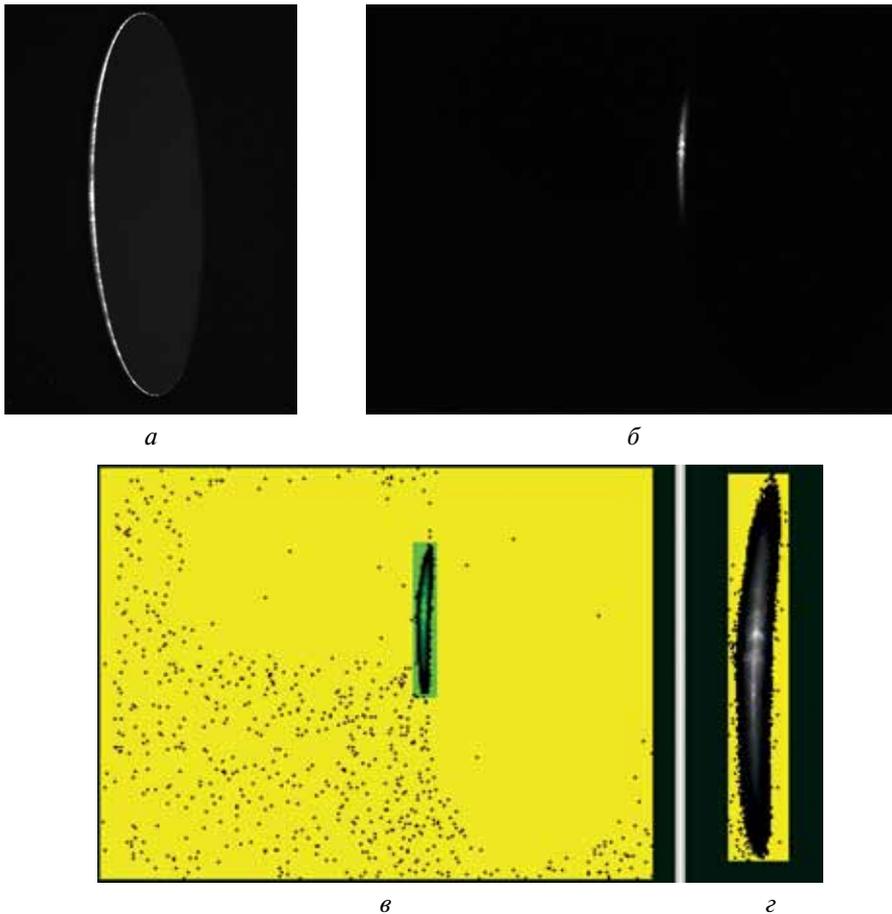


Рис. 13. Подсвеченная кромка диафрагмы (*а*) (диаметр пучка больше диаметра отверстия диафрагмы; пучок падает под 30° к нормали плоскости диафрагмы); кадр для обработки (*б*) (диаметр пучка 5 мм); обработанный кадр для вычислений (*в*) (вычтен средний сигнал по кадру +2СКО и все значения ≤ 0 показаны одним цветом); выделенный участок, по которому определяется интегральный сигнал подсвеченной кромки (*г*)

МОДЕЛИРОВАНИЕ И ФОТОМЕТРИЧЕСКИЙ РАСЧЁТ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ПОЛУЧЕННЫХ РЕЗУЛЬТАТОВ ОПТИЧЕСКИХ ИЗМЕРЕНИЙ. ИЗМЕРЕНИЕ КОЭФФИЦИЕНТА ПОДАВЛЕНИЯ БЛЕНДЫ И ПОДТВЕРЖДЕНИЕ КОРРЕКТНОСТИ ИСПОЛЬЗУЕМОЙ МОДЕЛИ

Коэффициент подавления бленды можно рассчитать, используя программу для моделирования оптических систем и трассировки лучей. Эта программа позволяет, задав источник света, получить распределение освещённости на входном отверстии бленды и свойства поверхностей оптической системы, а также распределение освещённости на первой линзе объектива. Коэффициент подавления бленды определяется как отношение соответствующих средних освещённостей.

В табл. 1 (см. след. страницу) приведены коэффициенты подавления всех конструкций бленд для одного прибора по результатам численного моделирования.

Для подтверждения расчётов был проведён эксперимент по измерению коэффициента подавления однокаскадной бленды с коническими диафрагмами. Измерить коэффициент подавления больше 10^6 в лаборатории затруднительно, так как рассеяние на частицах пыли в воздухе в поле зрения прибора приводит к эквивалентной общей засветке ПЗС-матрицы.

Эксперимент по измерению бленды проводился следующим образом: параллельным потоком освещалось входное отверстие бленды под заданным углом φ , на месте первой линзы объектива помещалась ПЗС-матрица измерительной камеры. Коэффициент подавления рассчитывался по формуле (1), освещённость входного отверстия бленды равна освещённости в параллельном пучке E .

Таким образом, с учётом угла засветки φ , получим:

$$k_{\varphi} = \frac{E \cdot \cos \varphi}{E_{\varphi}}, \quad (8)$$

где E_{φ} — освещённость на первой линзе объектива (среднее значение сигнала по полученному изображению).

Полученные значения коэффициентов подавления с коническими диафрагмами приведены в табл. 2 (для сравнения даны расчётные значения коэффициентов).

Таблица 2. Расчётные и измеренные коэффициенты подавления бленды с коническими диафрагмами

φ , град	$k_{\text{изм}}$	$k_{\text{расч}}$
25	4,80E+04	7,30E+04
30	1,00E+05	1,30E+05
35	1,40E+05	1,40E+05
40	1,80E+05	1,50E+05
45	2,20E+05	2,00E+05
60	2,60E+05	2,20E+05

Измерение коэффициента подавления объектива

Коэффициент подавления объектива определялся как отношение освещённости первой линзы объектива к освещённости ПЗС-матрицы, созданной источником, находящимся вне поля зрения прибора.

Освещённость E в параллельном пучке измерялась непосредственно камерой. Освещённость на матрице после объектива, когда объектив располагался под разными углами к входному пучку, была неравномерной. Для расчёта бралось среднее значение E_{φ} .

Коэффициент подавления объектива рассчитывался, как и в случае с блендой, по формуле (8).

Таблица 1. Расчётные коэффициенты подавления бленд ($k_{расч}$) для одного прибора звёздной ориентации

Угол засветки φ , град	Вариант конструкции бленды, габариты				
	двухкасадная, 390×200 мм	однокасадная для классической для угла допустимой засветки 30° , 170×110 мм	однокасадная для классической для угла допустимой засветки 22° , 240×120 мм	однокасадная с конических диафрагмами, 250×120 мм	со сферическими диафрагмами, боковая поверхность стеклянная, 210×122 мм
25	2,3E+05	4,9E+04	7,3E+04	6,0E+06	3,7E+05
30	9,2E+08	2,1E+04	6,1E+04	1,3E+05	4,3E+06
35	4,5E+08	2,9E+04	7,6E+04	1,3E+05	3,4E+06
40	6,3E+08	3,3E+04	9,4E+04	1,5E+05	3,2E+06
45	4,0E+09	4,2E+04	9,5E+04	2,0E+05	3,5E+06
60	5,4E+09	7,3E+04	1,2E+05	2,2E+05	3,5E+06

Таблица 3. Расчётные средние значения фона на кадре для одного прибора звёздной ориентации

Угол засветки φ , град	Вариант конструкции бленды, габариты									
	двухкасадная, 390×200 мм	однокасадная для классической для угла допустимой засветки 30° , 170×110 мм	однокасадная для классической для угла допустимой засветки 22° , 240×120 мм	однокасадная с конических диафрагмами, 250×120 мм	со сферическими диафрагмами, боковая поверхность стеклянная, 210×122 мм	однокасадная для классической для угла допустимой засветки 30° , 170×110 мм	однокасадная для классической для угла допустимой засветки 22° , 240×120 мм	однокасадная с конических диафрагмами, 250×120 мм	со сферическими диафрагмами, боковая поверхность стеклянная, 210×122 мм	однокасадная для классической для угла допустимой засветки 30° , 170×110 мм
25	$k_{расч}$	N_e	$k_{расч}$	N_e	$k_{расч}$	N_e	$k_{расч}$	N_e	$k_{расч}$	N_e
25	2,3E+05	790	4,9E+04	3940	7,3E+04	2660	6,0E+06	30	3,7E+05	520
30	9,2E+08	0	2,1E+04	9250	6,1E+04	3170	1,3E+05	1490	4,3E+06	50
35	4,5E+08	0	2,9E+04	6700	7,6E+04	2550	1,3E+05	1490	3,4E+06	60
40	6,3E+08	0	3,3E+04	5880	9,4E+04	2060	1,5E+05	1370	3,2E+06	60
45	4,0E+09	0	4,2E+04	4620	9,5E+04	2040	2,0E+05	970	3,2E+06	60
60	5,4E+09	0	7,3E+04	2660	1,2E+05	1540	2,2E+05	830	3,5E+06	60

Примечание: $k_{расч}$ — расчётный коэффициент подавления бленды; N_e — количество электронов на один пиксел ПЗС-матрицы за время экспонирования 120 с (с учётом коэффициента подавления объектива)

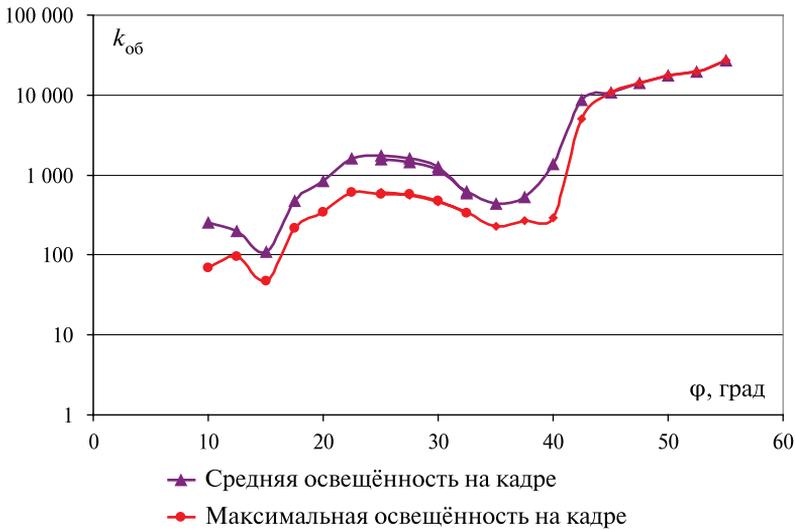


Рис. 14. Зависимость коэффициента подавления объектива «Астрар-8» от угла засветки к нормали по самому яркому пикселу на кадре (нижняя кривая) и по усреднённому значению по кадру (верхняя кривая)

В результате эксперимента по измерению коэффициента подавления в объективе «Астрар-8», производства ИТМО, получена зависимость, представленная на рис. 14.

Как видно из графика, коэффициент подавления сильно зависит от угла засветки ϕ . Для расчёта освещённости на ПЗС-матрице необходимо знать углы падения лучей на первую линзу. В результате трассировки лучей в бленде можно получить информацию о лучах, дошедших до первой линзы объектива, их направляющие векторы и количественную энергию относительно суммарного входного потока. При этом в расчёте предполагается, что объектив симметричен относительно продольной оси и освещённость на выходе объектива прямо пропорциональна засвеченной площади первой линзы.

Моделирование прохождения света через систему бленды – объектив позволяет оценить уровень фона на ПЗС-матрице, т. е. перевести входной световой поток в бленду в градации АЦП на изображении. Для обеспечения должного подавления указанной системы объектив – ПЗС-матрица коэффициент подавления бленды должен быть больше 10^5 при коэффициенте подавления объектива порядка 10^2 .

Следует заметить, что перечисленные варианты конструкций с коническими ножами и зеркальной поверхностью диафрагм по габаритам не больше классической однокаскадной бленды с углом допустимой засветки 22° для заданных поля зрения прибора, диаметра входного отверстия объектива и угла допустимой засветки, т. е. невозможно геометрическим построением уменьшить конструкцию круговой бленды при любых покрытиях. Дальнейшее физическое уменьшение габаритов бленды возможно только за счёт увеличения угла допустимой засветки, что не приведёт к повышению светозащищённости приборов звёздной ориентации. В табл. 3 приведены расчётные средние значения фона на кадре для одного прибора с учётом коэффициента подавления бленды и объектива.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

На этапе появления первых приборов звёздной ориентации на основе ПЗС-матриц одной из важнейших задач было обеспечение должного уровня ослабления паразитной засветки в оптической системе звёздного датчика. Требование к полному подавлению боковой засветки было необходимым для работоспособности прибора. Усложнялось решение задачи и тем, что на тот момент в арсенале разработчика не было возможности компьютерной обработки и моделирования. Расчёт проводился на бумаге, требования к ослаблению были завышены для обеспечения надёжности в эксплуатации прибора. Прошедшее развитие как аппаратной, так и программной начинки, однако, нисколько не облегчает задачу. По-прежнему необходимо найти оптимальное решение в условиях разного рода ограничений. Если ранее требовалось полное подавление боковой засветки, теперь речь идёт о подавлении до необходимого уровня, при этом естественно стремление к уменьшению массово-габаритных характеристик всего прибора, и в первую очередь — бленды.

В работе представлен расчёт, позволяющий оценить уровень допустимой засветки, основанный на эмпирических выводах из уже существующего программного обеспечения приборов звёздной ориентации. Возможность быстрого аналитического расчёта позволяет экспериментировать с различными вариантами конструкции. В результате, в конструкции классической однокасадной бленды была изменена форма диафрагм. Аналитический расчёт основан на компьютерном моделировании прохождения света в оптической системе, с применением результатов оптических измерений.

В статье описаны методики необходимых оптических измерений: определение коэффициента диффузного рассеяния покрытия, индикатрисы рассеяния на кромках диафрагм бленды, коэффициента подавления объёмного. Проведён аналитический расчёт на основе полученных результатов. Приближение построенной модели достаточно хорошо согласуется с реальными свойствами, что доказывают проведённые измерения коэффициента подавления новой разработанной конструкции бленды с наклонными диафрагмами.

В процессе разработки также был рассмотрен нестандартный вариант использования зеркальных покрытий и специальной формы диафрагм в приборах звёздной ориентации, однако технологические трудности пока оставляют возможность применения этой конструкции только на бумаге.

ЛИТЕРАТУРА

- [Якушенков и др., 1981] Якушенков Ю. Г., Луканцев В. Н., Колосов М. П. Методы борьбы с помехами в оптико-электронных приборах. М.: Радио и связь, 1981.
- [Аванесов и др., 1983] Аванесов Г. А., Балебанов В. М., Зиман Я. Л., Сычёв А. Г., Тарнопольский В. И., Федотов В. И. Выбор параметров аппаратуры оперативного определения ориентации космического аппарата по изображениям звёзд // Оптико-электронные приборы в космических экспериментах: Сб. М.: Наука, 1983.
- [Ваваев и др., 2010] Ваваев В. А., Бессонов Р. В. Об измерительных свойствах камеры на основе приборов с зарядовой связью (ПЗС) // 2-я Всероссийская научно-

техническая конференция «Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов». Таруса, 13–16 сентября 2010: Тезисы докладов. М.: ИКИ РАН, 2010.

[Ландсберг, 1976] *Ландсберг Г. С.* Оптика. М.: Наука, 1976.

DEVELOPMENT OF EFFECTIVE LIGHT-PROTECTIVE BAFFLE CONSTRUCTION FOR STAR TRACKER

O. V. Philippova, R. V. Bessonov, G. A. Avanesov

Space Research Institute Russian academy of Sciences (IKI RAN), Moscow

In this paper the principles of baffle construction is considered. Computations for star tracker light-protective system analysis were carried out. Further development of light-protective system in order to improvement star tracker properties is described.

The experimental part of this work in measurements of diffuse ratio different coats, in measurements of dissipation on the edge of baffle diaphragm, suppression lateral lighting in objective, verification of model computations is consisted.

Keywords: star tracker, baffle, suppression ratio, illumination intensity distribution, lateral lighting, attitude determination, and angle of lighting, edge of diaphragm.

Philippova Olga Vladimirovna — junior scientist, e-mail: 499B@rambler.ru.

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

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

О ВОЗМОЖНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ СОТОВОЙ БЛЕНДЫ В ЗВЁЗДНОМ ДАТЧИКЕ

Ю. М. Афанасенков

Открытое акционерное общество Научно-производственная корпорация «Системы прецизионного приборостроения» (ОАО «НПК СПП»), Москва

Рассмотрены свойства сотовой бленды, технология её изготовления, достоинства и недостатки по сравнению с обычной блендой. Написана программа, моделирующая прохождение света через бленду с учётом паразитных эффектов: неламбертовского переотражения света от стенок бленды, дифракции на ячеистой структуре бленды. Предложен алгоритм уравновешенного троичного быстрого преобразования Фурье, полностью симметричного относительно начала координат, что удобно для многих применений, в том числе, для расчёта дифракции. Изучена возможность использовать сотовую бленду в звёздных датчиках.

Ключевые слова: сотовая бленда, лазерная связь, уравновешенное троичное быстрое преобразование Фурье.

ВВЕДЕНИЕ

Бленда является необходимой частью оптической системы на космическом аппарате. Её назначение — препятствовать паразитной засветке объектива солнечными лучами, что чревато не только насыщением фотоприёмной матрицы, но и чрезмерным нагревом тубуса оптической системы.

В разрабатываемой системе лазерной межспутниковой связи [Афанасенков и др., 2011] к бленде предъявляются жёсткие требования. Чтобы обеспечить связь полярного спутника с геостационарным без длинных перерывов, обусловленных засвечиванием приёмника солнечными лучами, требуется надёжно отсекаать лучи, приходящие под углом более 4° . Оптическая система смонтирована на двухосевом быстродействующем опорно-поворотном устройстве, назначение которого — поддерживать направление оптической оси вдоль линии визирования при большой относительной скорости движения спутников. Чтобы обеспечивать необходимое быстродействие привода, бленда должна быть короткой и лёгкой, т.е. иметь малый момент инерции. Классические бленды, выполняемые в виде конуса, надетого на объектив, поставленным требованиям не удовлетворяют.



Рис. 1. Объективы пеленгатора и информационного приёмника с сотовыми блендами

Так, при диаметре объектива инфракрасного передатчика 200 мм классическая бленда должна иметь длину 3 м! Применение сотовой бленды является рациональным решением (рис. 1).

Сотовая бленда (рис. 2) представляет собой ячеистую структуру из тонкого алюминия с чёрным матовым покрытием. Каждая ячейка имеет шестиугольное сечение и блокирует прямое прохождение лучей, падающих под углом $\varphi > \arctan(a/L)$, где a — радиус окружности, описывающей шестиугольник; L — длина бленды. Проходят только лучи, отражённые от стенок. Для указанного случая сторона шестиугольника составляет 2,5 мм, толщина стенок с учётом покрытия — 40 мкм; длина бленды — всего 7 см.

Однако испытания выявили целый ряд негативных эффектов, которые необходимо принимать во внимание:

1) поскольку чёрная краска не полностью поглощает свет, при углах выше 4° в объектив всё равно попадают переотражённые от стенок лучи; кроме того, хотя краска называется матовой, но её характеристика отличается от ламбертовской: лучи, падающие под малыми углами к поверхности, отражаются преимущественно направленно, а не диффузно;

2) будучи совокупностью цилиндров, сотовая бленда пропускает без ослабления только лучи, идущие по нормали к объективу, при отклонении от оси лучи начинают ослабляться, и, чем длиннее сотовая бленда, тем сильнее; значит, с первым недостатком нельзя бороться, попросту увеличивая длину бленды, — это приведёт к излишнему виньетированию боковых лучей, ещё входящих в поле зрения объектива;

3) при изготовлении бленды не удаётся выдержать строгую параллельность стенок, из-за чего некоторое ослабление происходит даже для лучей, параллельных оптической оси;

4) из-за прохождения через регулярную ячеистую структуру бленды возникают сильные дифракционные максимумы, причём для боковых лучей они более выражены, поскольку в каждой ячейке появляется затенённый участок, увеличивая «эквивалентную толщину стенок».

Как можно видеть, нельзя улучшить одни характеристики бленды, не ухудшая других. В отличие от конусной бленды, которую можно наращивать, уменьшая вредное влияние Солнца, но не ослабляя лучей из поля зрения, сотовая бленда ограничена по длине.

Иными словами, такую бленду нельзя сконструировать «с запасом», требуется точный расчёт её параметров, чтобы достичь хороших результатов. Компьютерное моделирование бленды и является темой данной работы.

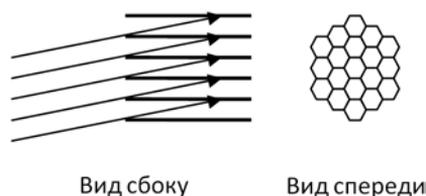


Рис. 2. Схематичное изображение сотовой бленды

РАСЧЁТ ПО ЗАКОНАМ ГЕОМЕТРИЧЕСКОЙ ОПТИКИ

Общий алгоритм для моделирования оптических систем по законам геометрической оптики был предложен довольно давно [Spencer, Murty, 1962] и с незначительными вариациями используется здесь.

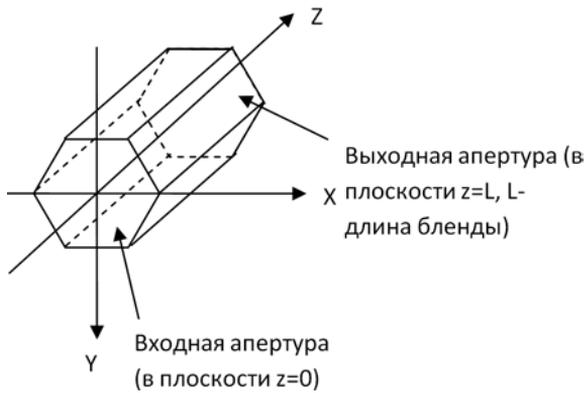


Рис. 3. Система координат при расчётах

Вводится система координат $Oxyz$ (рис. 3), ось z является оптической осью, плоскость $z = 0$ соответствует входу в бленду, плоскость $z = L$ — выходу из неё (L — длина бленды).

Рассматривается одна ячейка бленды, хотя допускается вариация её параметров, чтобы учесть производственный разброс при изготовлении. Ячейка задаётся как набор ориентированных плоскостей

$$F_i(x, y, z) = A_i x + B_i y + C_i z + D_i = 0,$$

причём полупространство, для которого $F_i > 0$, считается внутренним для данной плоскости, а другое, соответственно, внешним. Таким образом, пространство внутри ячейки определяется как пересечение внутренних полупространств, составляющих ячейку плоскостей. Для дальнейшего рассмотрения удобно ввести вектор нормали к плоскости $\vec{N}_i = (A_i, B_i, C_i)$.

Вводится также понятие входной апертуры — это все точки (x, y) , для которых $F_i(x, y, 0) > 0$ при любом i . Задаётся прямоугольник, описанный вокруг апертуры. Для этого находятся всевозможные точки пересечения плоскостей при $z = 0$ (всего $N(N - 1)/2$ штук, где N — число плоскостей), из них отбираются только те, в которых $F_i(x, y, 0) = 0$ для любого i , затем в этом наборе находятся максимальные и минимальные значения x и y .

Описанный прямоугольник делится на заданное количество дискретов по горизонтали и вертикали, после чего в каждую точку, если она входит в апертуру, «пускается луч».

Лучом назовём совокупность (\vec{r}, \vec{n}, Φ) , где \vec{r} — начальная точка; \vec{n} — единичный вектор направления; Φ — световой поток. Начальное значение светового потока примем равным $\cos\theta$, где θ — угол к оптической оси. При каждом отражении от стенки он будет уменьшаться.

Прохождение луча моделируется следующим образом. Для каждого $i = 1 \dots N$ ищется t_i — решение уравнения $(\vec{r} + t_i \vec{n}, \vec{N}_i) + D_i = 0$. Отрицательные значения не рассматриваются (они означают, что луч удаляется от данной плоскости), из оставшихся выбирается минимальное

$$t = \min_{\substack{i=1..N \\ t_i \geq 0}} t_i.$$

Тогда $\vec{r} + \vec{m}$ и будет ближайшей точкой пересечения луча со стенками. Если z -компонента превышает L (длину бленды), значит, пересечения так и не произошло — такой луч считается достигшим выхода. Ищется точка пересечения луча с плоскостью $z = L$, отсюда находятся (x, y) — место, откуда именно луч выходит.

Если же $z < L$, то начало луча перемещается в точку пересечения, а далее рассчитывается направленное и диффузное отражение. Начальная точка для отражённых лучей остаётся неизменной, меняются направления и интенсивности.

Для луча направленного отражения получаем

$$\vec{n}_r = \vec{n}_0 - 2k\vec{N}_i,$$

где \vec{n}_0 — направление падающего луча; \vec{n}_r — направление отражённого луча; i — номер плоскости, от которой произошло отражение;

$$k = \frac{(\vec{n}_0, \vec{N}_i)}{|\vec{N}_i|^2}.$$

Его световой поток $\Phi_r = k_r \Phi_0$, где k_r — коэффициент направленного отражения, задаваемый пользователем.

Диффузное (ламбертовское) отражение при рассмотрении света как набора лучей смоделировать сложнее, так как надо рассмотреть множество лучей, исходящих во все стороны, и моделировать их прохождение по той же процедуре. При этом неизбежно часть лучей будет многократно переотражаться между стенками, следовательно, надо ввести некоторую пороговую интенсивность, чтобы отбрасывать более слабые лучи. Но даже в этом случае процедура получается чрезвычайно ресурсоёмкой.

С учётом того факта, что коэффициенты отражения для зачернённой поверхности не более 0,1, можно с высокой степенью точности ограничиться рассмотрением одиночного диффузного отражения.

Уточним, что интенсивность луча здесь считается в величинах светового потока (люменах), т. е. каждый луч моделирует полный световой поток, пришедший с некоторой конечной площади на входном зрачке. При диффузном отражении часть $\rho_d \Phi_0$ светового потока будет рассеяна во все стороны по ламбертовскому закону, т. е. зависимость силы света от угла к нормали имеет вид:

$$I(\varphi) = \frac{\rho_d \Phi_0}{\pi} \cos \varphi \quad (\text{Кд}).$$

Найдём теперь световой поток, попадающий на квадратную площадку со стороной a на выходе апертуры, расположенную поперёк оптической оси и имеющую координаты центра (x, y, L) . Телесный угол составляет:

$$\Omega = \frac{a^2}{l^2} \cos \beta,$$

где $l = \sqrt{(x - x_0)^2 + (y - y_0)^2 + (z - z_0)^2}$ — расстояние от точки, от которой произошло отражение, до площадки, где мы считаем световой поток; $\cos \beta = (z - z_0)/l$ — угол между лучом и нормалью к площадке.

Наконец, световой поток вычисляется по формуле

$$\Phi(x, y) = \frac{\rho_d \Phi_0 a^2}{\pi l^2} \cos \beta \cdot \cos \varphi.$$

Таким образом, при диффузном отражении формируется набор лучей, идущих в каждую точку выходной апертуры. Выходом алгоритма и является набор лучей. В зависимости от того, какие параметры необходимо найти, можно извлекать из этого набора ту или иную информацию.

Другим способом моделирования диффузного отражения является метод Монте-Карло. Когда луч попадает на стенку с диффузной компонентой отражения, он переотражается в случайном направлении, причём вероятности его отражения таковы, чтобы в среднем получить ламбертовский закон. Достоинство метода Монте-Карло: заметно меньшее время выполнения.

РЕЗУЛЬТАТЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ

Основной характеристикой бленды считают зависимость коэффициента пропускания от угла прихода лучей. На рис. 4 приведены экспериментальные данные и результаты моделирования бленды при следующих параметрах:

- форма ячейки — шестиугольник;
- размер стороны — 2,5 мм;
- длина — 70 мм;
- коэффициент направленного отражения — 0,07;
- коэффициент диффузного отражения — 0;
- угловой размер источника — 1,5°.

Как видно, данные довольно хорошо согласуются друг с другом, причём искажённая форма экспериментальной кривой свидетельствует скорее о погрешностях эксперимента: источником света служила лампочка накаливания, поставленная в фокальной плоскости длиннофокусного объектива, что привело к сложной зависимости светового потока от угла.

Дадим несколько пояснений. Максимум кривой определяется угловым размером источника света и погрешностями изготовления бленды. В данном эксперименте доминирующим фактором был угловой размер источника — 1,5°. Но, применяя источник малых угловых размеров, измерив пропускание бленды вдоль оптической оси, можно оценить производственные допуски (непараллельность стенок).

Центральный участок кривой (–4...4°) определяется геометрией бленды: чем она длиннее, тем быстрее уменьшается коэффициент пропускания. Экспоненциальное затухание на больших углах вызвано переотражением света от стенок бленды, остаточное пропускание на больших углах — диффузным отражением (для его оценки не хватает точности эксперимента).

Таким образом, показано, какими параметрами обуславливается форма кривой пропускания бленды. Благодаря тому, что эти параметры (направленное и диффузное отражение, производственные допуски) независимы, появляется возможность их оценки непосредственно по результатам измерения коэффициента пропускания, что существенно проще, чем измерять коэффициенты направленного и прямого отражения поверхностей прямым способом.

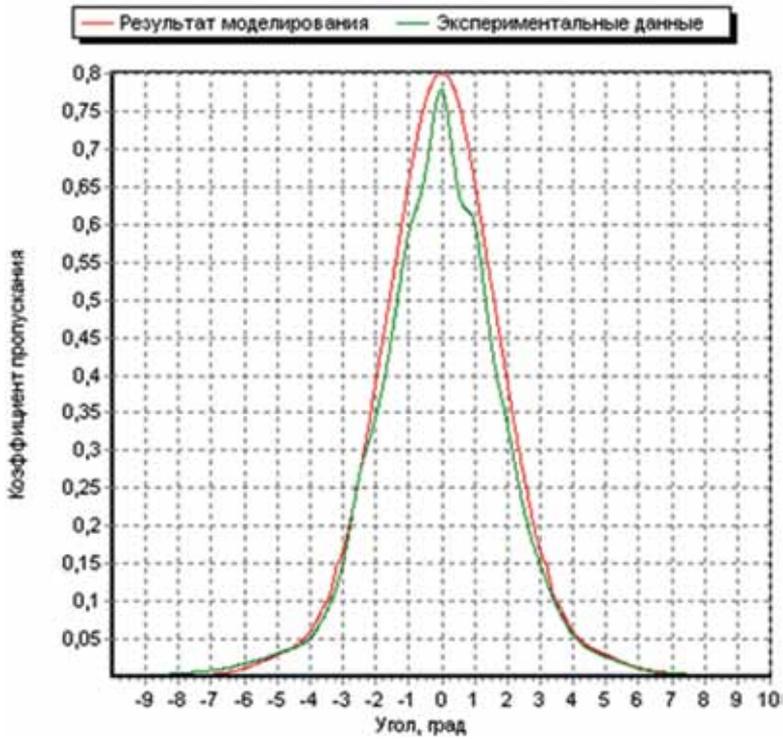


Рис. 4. Коэффициент пропускания сотовой бленды

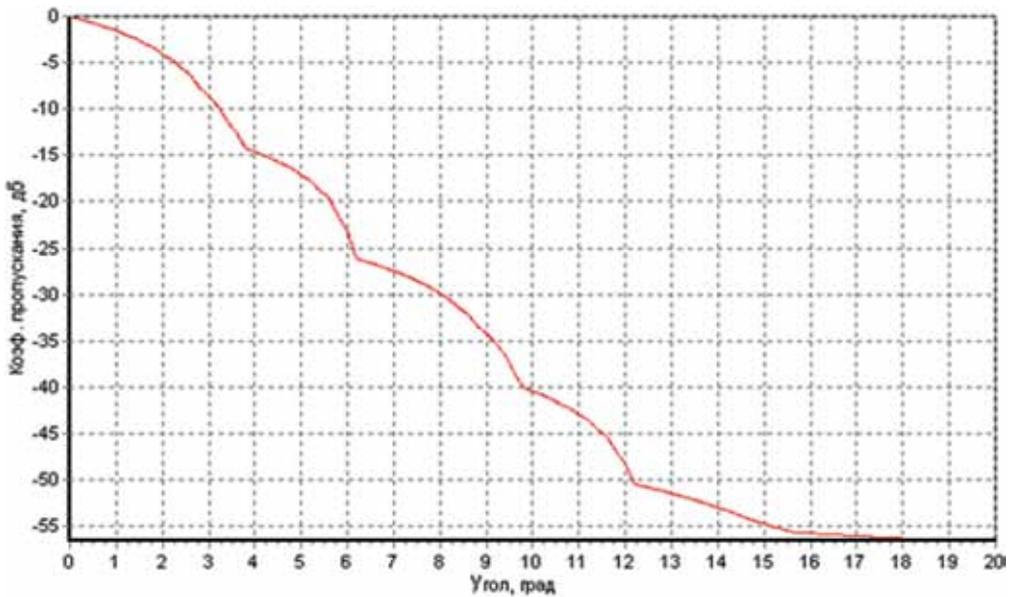


Рис. 5. Коэффициент пропускания при больших углах

Показанный на рис. 4 график имеет тот недостаток, что в изображённой области затухание не превышает 1000 раз — слишком мало, учитывая, что освещённость, создаваемая Солнцем, — 100 000 лк, а от звёзд — менее 10^{-6} лк. Для экспериментального измерения затухания при больших углах необходимо хорошее оборудование (чрезвычайно тёмная комната, источник света высокой интенсивности, т. е. имитатор Солнца и пр.). Но, определив по графику рис. 4 коэффициенты отражения, можно промоделировать прохождение света для больших углов с хорошей точностью (рис. 5). Изломы графика соответствуют переходам от однократного отражения к двухкратному, затем к трёхкратному и т. д. Когда вклад от диффузного отражения становится доминирующим, кривая выходит практически на постоянный уровень, убывая лишь по закону $\cos\theta$.

РАСЧЁТ ДИФРАКЦИИ

Изображение в фокальной плоскости является, по сути, двумерным преобразованием Фурье от амплитудно-фазового распределения в апертуре оптической системы. Как правило, считается, что при расчёте дифракционных эффектов надо построить поле в апертуре с дискретностью в половину длины волны. При диаметре объектива 205 мм и рабочей длине волны информационного передатчика 1,55 мкм потребуется разрешение $66\,000 \times 66\,000$ пикселей, т. е. 4 гигапиксела. Все данные не поместятся в оперативную память персонального компьютера, из-за чего придётся обращаться к диску, последовательно обрабатывая отдельные сегменты изображения.

Существует способ значительно снизить объём вычислений и необходимой памяти, если учесть, что большие объективы, как правило, имеют малое поле зрения.

Для простоты рассмотрим одномерный вариант (в двумерном изображении получается такой же результат). Пусть электромагнитное поле в апертуре объектива задаётся комплексной функцией $f(x)$. Дискретизируем его с шагом d , т. е. $f_k = f(kd)$, $k = 0 \dots (N - 1)$, где N — число отсчётов; $N > D/d$, где D — диаметр объектива.

Интенсивность излучения в направлении φ будет определяться выражением (без учёта обратной квадратичной зависимости):

$$F(\varphi) = \sum_{k=0}^{N-1} f_k e^{-j2\pi \frac{kd}{\lambda} \sin \varphi}.$$

Будем рассматривать лишь углы в диапазоне от $-\theta$ до $+\theta$, 2θ — полный угол зрения. Нет нужды вычислять $F(\varphi)$ для непрерывного диапазона углов, достаточно взять N отсчётов — тем самым мы получим всю возможную информацию, остальные значения можно точно восстановить путём интерполяции.

Дискретизируем $F(\varphi)$:

$$F_m = F\left(m \frac{2\theta}{N}\right) = \sum_{k=0}^{N-1} f_k \exp\left(-j2\pi \frac{kd}{\lambda} m \frac{2\theta}{N}\right) = \sum_{k=0}^{N-1} f_k \exp\left(-j2\pi \frac{km}{N} \frac{d}{\lambda} 2\theta\right).$$

Здесь, предполагая θ достаточно малым, положили $\sin \theta = \theta$.

Чтобы данная формула тождественно совпала с формулой дискретного преобразования Фурье, необходимо положить:

$$d = \frac{\lambda}{2\theta}.$$

Данная формула показывает, что для получения дифракционной картины только в малом диапазоне углов можно взять большой интервал между отсчётами в апертуре. Например, для поля зрения 4 угл. мин, диаметра объектива 205 мм и рабочей длины волны 1,55 мкм получим $d = 700\lambda$, разрешение составит 190×190 — быстрое преобразование Фурье (БПФ) такого изображения может быть выполнено менее чем за секунду.

Стандартное БПФ оказалось не очень удобным для расчёта дифракции из-за своей асимметрии относительно нуля координат как для исходных данных, так и для преобразованных. Специально для упрощения работы было разработано уравновешенное троичное БПФ, симметричное относительно нуля и имеющее одинаковое количество отсчётов в каждом квадранте. Было показано, что при определённых модификациях такой метод может оказаться быстрее обычного БПФ по базису 2 или 4 (уравновешенное троичное БПФ будет описано в отдельной публикации).

Рассмотренный алгоритм расчёта дифракции был проверен на нескольких входных зрачках. На рис. 6 показана дифракция на шестиугольной диафрагме фотоаппарата, а на рис. 7 — дифракция на входном зрачке зеркального телескопа с контррефлектором, закреплённым на четырёх опорах. На рис. 8 изображена экспериментально измеренная дифракция на сотовой бленде.

Расчёт дифракции на бленде приводит к похожему результату, но более выраженному, поскольку толщина стенок гораздо меньше величины пикселей, отчего возникает эффект наложения (существующие высокочастотные компоненты недостаточно фильтруются перед применением БПФ).

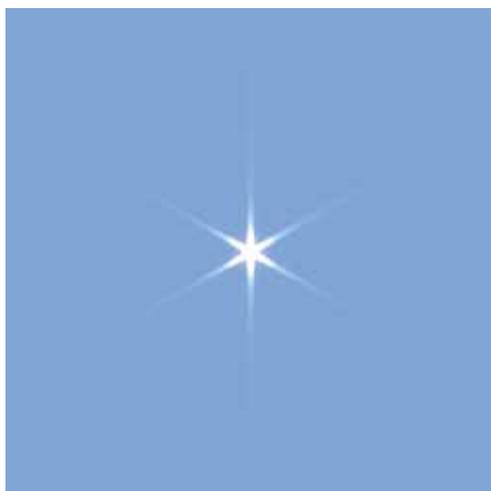


Рис. 6. Дифракция белого света на шестиугольной диафрагме

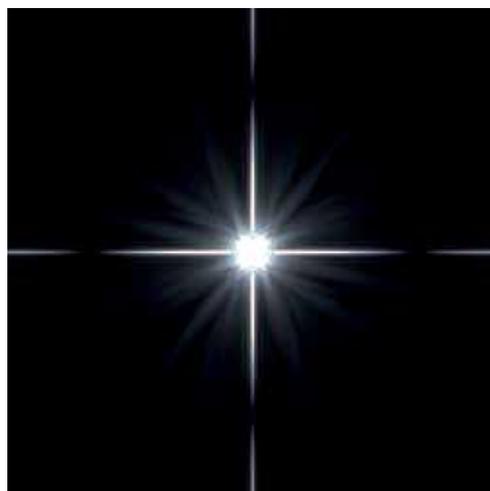


Рис. 7. Дифракция белого света на входном зрачке зеркального телескопа



Рис. 8. Дифракция на сотовой бленде (яркость искусственно завышена, чтобы дифракционные максимумы были видны на рисунке)

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Изучены параметры сотовой бленды, перечислены её достоинства и недостатки.

2. Написана программа для расчёта прохождения лучей через бленду по законам геометрической и физической оптики. Вычисленная кривая пропускания хорошо совпала с экспериментально измеренной, программа быстро и с хорошей точностью строит дифракционные картины при относительно крупных деталях в апертуре (отверстия, диски, опоры), но требует доработки, чтобы давать правильный результат для сложной ячеистой структуры, каковой является сотовая бленда.

3. Побочным результатом разработки стал алгоритм уравновешенного троичного БПФ, уже реализованный программно и показавший хорошие результаты.

4. Тщательного рассмотрения заслуживает вопрос, можно ли применить сотовую бленду в других оптических системах космического назначения, в том числе в звёздных датчиках. Такая замена позволила бы существенно снизить габариты и массу прибора, но требует более сложного алгоритма обработки изображений, чтобы минимизировать вносимые блендой паразитные эффекты.

ЛИТЕРАТУРА

[Афанасенков и др., 2011] *Афанасенков Ю. М., Васильев Д. В., Гапон А. В., Григорьев В. Н., Сумерин В. В., Фирсов Е. А.* Развитие методов ортокорреляционного астроориентирования применительно к межспутниковой оптической связи // Научно-техническая конференция «Техническое зрение в системах управления-2011»: Тезисы докладов. URL: <http://tvcs2011.technicalvision.ru/index.php?area=Reports>.

[Spencer, Murty, 1962] *Spencer G. H., Murty M. V.* General Ray-Tracing Procedure // J. Optical Society of America. June 1962. V. 52. N. 6. P. 672–678.

ABOUT USING OF CELLULAR BAFFLE IN STAR TRACKER

Y. M. Afanasenkov

Joint Stock Company "Scientific production corporation "Precision Devices Systems", Moscow

Properties of cellular baffle are examined: its production, pros and cons. The program for raytracing was created. It takes into account non-Lambertian reflection and diffraction of light at cellular structure of baffle. Balanced Ternary FFT symmetrical relative to point of origin is proposed which is useful for various purposes, for example, to compute diffraction. Possibility of using cellular baffle in star tracker was examined.

Keywords: cellular baffle, laser communications, Balanced Ternary FFT

Afanasenkov Yuriy Michailovitch — research engineer,
postgraduate student, e-mail: juraff@pochta.ru.

ПРОЦЕДУРА ОРТОРЕКТИФИКАЦИИ СНИМКОВ КОМПЛЕКСА МНОГОЗОНАЛЬНОЙ СПУТНИКОВОЙ СЪЁМКИ, ПОЛУЧАЕМЫХ С КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «МЕТЕОР-М»

С. Б. Жуков

Федеральное государственное бюджетное учреждение науки
Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН), Москва

Разработан итеративный алгоритм орторектификации изображений, получаемых комплексом многозональной спутниковой съёмки (КМСС) на КА «Метеор-М», позволяющий осуществлять их геометрическую коррекцию и географическую привязку с учётом рельефа. Алгоритм реализован в виде приложения KMSS_Coreg_ortho, включённого в состав программного комплекса потоковой обработки данных КМСС. Приводятся примеры орторектификации модельных и реальных изображений КМСС.

Ключевые слова: КА «Метеор-М», комплекс многозональной спутниковой съёмки (КМСС), обработка спутниковых изображений, геометрическая коррекция, географическая привязка, орторектификация.

ВВЕДЕНИЕ

На борту космического аппарата (КА) «Метеор-М» № 1 установлен комплекс многозональной спутниковой съёмки (КМСС), который уже более трёх лет выполняет обзорные съёмки земной поверхности со средним пространственным разрешением в видимом и ближнем ИК-диапазонах для экоприродного мониторинга в научных, природоохранных и хозяйственных целях [Аванесов и др., 2013]. Аналогичный съёмочный комплекс будет установлен на борту следующего КА — «Метеор-М» № 2.

В данной работе описывается процедура орторектификации видеоданных КМСС, т.е. их геометрической коррекции и географической привязки с учётом рельефа. Реализующее её приложение включено в состав программного комплекса потоковой обработки данных КМСС в Научном центре оперативного мониторинга Земли (НЦ ОМЗ) ОАО «Российские космические системы».

1. ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ КОМПЛЕКСА МНОГОЗОНАЛЬНОЙ СПУТНИКОВОЙ СЪЁМКИ

В состав КМСС входят три многозональных съёмочных устройства (МСУ), выполненные в виде отдельных конструктивных блоков:

- два МСУ-100, предназначенные для съёмки поверхности суши;
- одно МСУ-50, предназначенное для съёмки акваторий.

Основные характеристики камер КМСС приведены в таблице.

На рис. 1 приведена геометрическая схема съёмки КМСС. Два прибора МСУ-100 устанавливаются на приборную платформу КА таким образом, что их оптические оси отклоняются от «вертикальной» оси КА на угол $\pm 14^\circ$

в плоскости, перпендикулярной плоскости орбиты. В результате обеспечивается формирование суммарной полосы обзора МСУ-100, примерно равной полосе обзора МСУ-50 (960 и 940 км соответственно).

Основные характеристики камер КМСС

Параметры	Камера	
	МСУ-100	МСУ-50
Фотоприёмники	3 линейных ПЗС	3 линейных ПЗС
Число элементов в строке	3×7926	3×7926
Захват, км ($H = 830$ км)	960 (двумя камерами)	940
Проекция элемента на поверхность, м ($H = 830$ км)	60	120
Спектральные зоны, нм	535...575 630...680 700...900	370...450 450...510 580...690
Частота строк, Гц	156,25	156,25
Информационный поток одной камеры, Мбит/с	~30	~30
Разрядность АЦП / изображения, бит	16 / 8	16 / 8
Динамический диапазон ПЗС	5000	5000
Масса, кг	2,9	2,3
Максимальное энергопотребление, Вт	6,8	6,8
Число камер	2	1

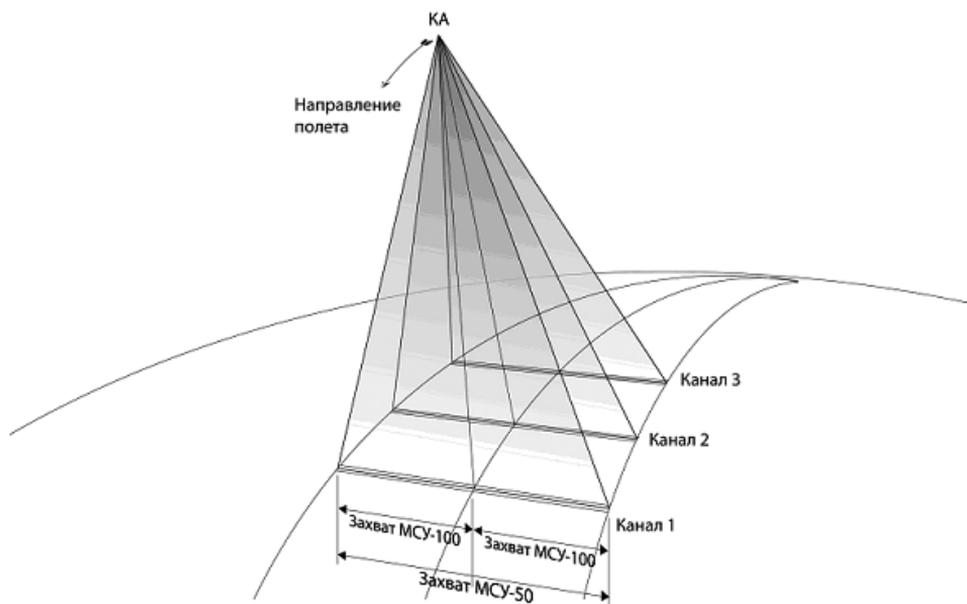


Рис. 1. Геометрия съёмки комплексом многозональной спутниковой съёмки

Поскольку расстояние между центрами чувствительных элементов линейных ПЗС разных спектральных каналов в фокальной плоскости МСУ-50 и МСУ-100 составляет 15,24 мм, одни и те же объекты на земной поверхности наблюдаются в разных спектральных каналах под разными углами в орбитальной плоскости: $-16,95; 0$ и $+16,95^\circ$ для МСУ-50 и $-8,67; 0$ и $+8,67^\circ$ для МСУ-100.

Предварительная обработка данных КМСС включает [Жуков и др., 2008]:

1) разбиение видеоданных на кадры размером 7926 x 11000 пикселей для МСУ-100 и 7926×22 000 пикселей для МСУ-50 и радиометрическую коррекцию входящих в них зональных изображений;

2) временную и географическую привязку пикселей зональных изображений с шагом 100 пикселей на референц-эллипсоиде WGS-84 с использованием информации о положении и ориентации КА из навигационного файла; в результате формируются файлы географической привязки зональных изображений, содержащие для каждого сотого пиксела в каждой сотой строке время наблюдения, широту и долготу точки пересечения направления наблюдения с референц-эллипсоидом, локальные зенитные и азимутальные углы направления на КА и на Солнце и расстояние до КА;

3) проецирование зональных изображений в заданную картографическую проекцию; при этом обеспечивается их геометрическое совмещение.

Вследствие того, что значения зенитного угла наблюдения для камер КМСС могут достигать $\sim 30^\circ$, пренебрежение высотой поверхности над референц-эллипсоидом может привести к значительным ошибкам географической привязки изображений, особенно в горных районах: например, при указанных углах наблюдения и высоте поверхности над референц-эллипсоидом 1 км ошибка географической привязки может составлять около ~ 600 м, т.е. примерно 10 пикселей МСУ-100. Кроме того, поскольку разные каналы камер КМСС проводят съёмку под разными углами, могут возникать значительные ошибки межканального совмещения изображений.

2. АЛГОРИТМ

Для орторектификации используется предоставленная НЦ ОМЗ глобальная цифровая модель рельефа (ЦМР), построенная на основе модели SRTM (Shuttle Radar Topography Mission) с разрешением 90 м.

Предварительно для обрабатываемого кадра создаётся сетка орторектифицированного изображения. В отличие от сеток географической привязки исходных зональных изображений, которые формируются в системе их координат, сетка орторектифицированного изображения формируется в заданной картографической проекции (для широт ниже 80° используется UTM, а для более высоких широт — полярные стереографические проекции). Размеры этой сетки определяются максимальными интервалами географических координат зональных изображений в кадре и требуемым разрешением орторектифицированного изображения, обычно соответствующим размеру пиксела.

Обработка зональных изображений КМСС проводится последовательно по квадратам со стороной размером 100 пикселей, соответствующим шагу сетки географической привязки исходных изображений.

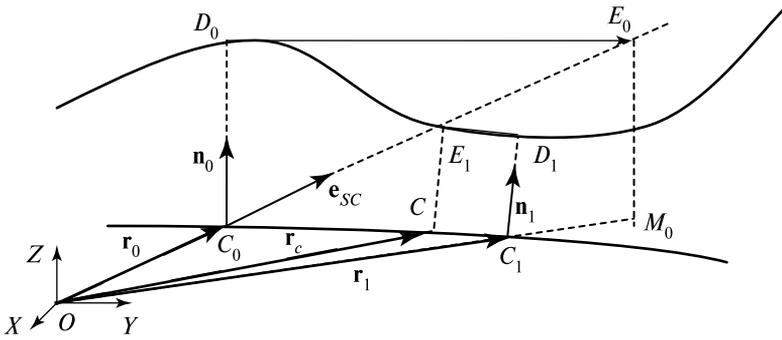


Рис. 2. Итерации процедуры орторектификации

Для каждого пиксела указанного квадрата ищется его ортопроекция на референц-эллипсоид WGS-84, т.е. основание перпендикуляра (точка C на рис. 2), опущенного на эллипсоид из точки пересечения ЦМР с направлением наблюдения на КА, задаваемым единичным вектором \mathbf{e}_{SC} . Вектор \mathbf{e}_{SC} для данного пиксела определяется путём билинейной интерполяции по сетке географической привязки исходного изображения.

Для нахождения ортопроекции применяется итеративная процедура, в которой определяется последовательность точек C_i ($i = 0, 1, 2, \dots$), сходящаяся к точке C .

В качестве начального приближения C_0 принимается точка пересечения направления наблюдения с эллипсоидом WGS-84, широта и долгота которой определяются путём билинейной интерполяции по сетке географической привязки исходного изображения.

Нахождение следующего приближения C_i ($i = 1, 2, \dots$) включает операции:

1. По географической широте и долготе точки C_{i-1} определяются её радиус-вектор \mathbf{r}_{i-1} в геоцентрической системе координат XYZ и единичный вектор нормали \mathbf{n}_{i-1} к поверхности эллипсоида.

2. По ЦМР определяется высота h в точке C_{i-1} с помощью билинейной интерполяции по широте и долготе между ближайшими узлами модели. В результате получаем точку D_{i-1} на поверхности ЦМР, положение которой задаётся вектором $\mathbf{r}_D = \mathbf{r}_{i-1} + h \cdot \mathbf{n}_{i-1}$.

3. Строится плоскость, перпендикулярная нормали в точке D_{i-1} , и ищется точка её пересечения E_{i-1} с направлением наблюдения на КА. Совместно решив уравнение указанной плоскости $(\mathbf{r} - \mathbf{r}_D)\mathbf{n}_{i-1} = 0$ и уравнение прямой $\mathbf{r} = \mathbf{r}_0 + L\mathbf{e}_{SC}$, где L — расстояние от точки C_0 до точки E_{i-1} , получим:

$$L = \frac{(\mathbf{r}_{i-1} - \mathbf{r}_0)\mathbf{n}_{i-1} + h}{(\mathbf{n}_{i-1}\mathbf{e}_{SC})}$$

Отсюда радиус-вектор точки E_{i-1} равен $\mathbf{r}_E = \mathbf{r}_0 + \frac{(\mathbf{r}_{i-1} - \mathbf{r}_0)\mathbf{n}_{i-1} + h}{(\mathbf{n}_{i-1}\mathbf{e}_{SC})}\mathbf{e}_{SC}$.

4. Опускается перпендикуляр из E_{i-1} на поверхность эллипсоида. Для простоты считается, что направление нормали к эллипсоиду в точке E_{i-1} совпадает с направлением нормали \mathbf{n}_{i-1} в точке D_{i-1} (при расстоянии между точками D_{i-1} и E_{i-1} , например, 1 км отличие направления нормали к эллипсоиду в этих точках составляет около 30 угл. с). Мало отличается также высота этих

точек над эллипсоидом. Поэтому основание перпендикуляра из точки E_{i-1} на поверхность эллипсоида находится вблизи точки M_{i-1} , имеющей радиус-вектор:

$$\mathbf{r}_M = \mathbf{r}_E - h\mathbf{n}_{i-1} = \mathbf{r}_0 + \frac{(\mathbf{r}_{i-1} - \mathbf{r}_0)\mathbf{n}_{i-1} + h}{(\mathbf{n}_{i-1}\mathbf{e}_{SC})}\mathbf{e}_{SC} - h\mathbf{n}_{i-1}.$$

5. В точке M_{i-1} определяются географические широта и долгота. Они соответствуют точке C_i с радиус-вектором \mathbf{r}_i , являющейся точкой пересечения отрезка OM с референц-эллипсоидом. Точка C_i считается следующим приближением ортопроекции рассматриваемого пиксела.

Далее операции по п. 1–5 повторяются с точкой C_i до тех пор, пока уточнение положения точки C в результате последней итерации $\Delta = |\mathbf{r}_i - \mathbf{r}_{i-1}|$ не будет меньше 10 м. Тестирование на реальных изображениях горных районов показало, что в 97 % случаев для достижения указанной точности хватает четырёх итераций.

По географической широте и долготе точки C рассчитываются её координаты в заданной картографической проекции, и значение яркости пиксела помещается в соответствующую ячейку сетки орторектифицированного изображения. При попадании нескольких пикселов в одну ячейку проводится усреднение их яркостей. Если какая-либо ячейка остаётся пустой, значение яркости в ней определяется путём усреднения значений яркости, полученных в соседних ячейках.

3. ПРИМЕРЫ ПРИМЕНЕНИЯ АЛГОРИТМА

Данный алгоритм и реализующее его программное обеспечение обрабатывалось как на модельных, так и на реальных изображениях.

В качестве модельного использовалось изображение «географическая сетка», при формировании которого считалось, что прибор снимает однородную светлую поверхность, кодируемую значением сигнала 255, с наложенными на неё чёрными координатными линиями с сигналом, равным 0. Направление линий совпадает с направлениями координатной сетки выбранной зоны UTM, а расстояние между линиями составляет 1 км. Пиксел получает сигнал линии, если она находилась на расстоянии не более половины пиксела от его центра. В соответствии с геометрической моделью прибора, реальным навигационным файлом и ЦМР формировалось модельное трёхканальное изображение, которое затем подвергалось орторектификации.

В картографической проекции такого изображения без использования орторектификации координатные линии, регистрируемые в разных каналах, расходятся и искажаются в соответствии с рельефом поверхности (рис. 3). При этом линии получают дополнительный цвет к тому цвету, которым кодировалось изображение данного канала при цветосинтезе.

Орторектификация позволяет восстановить правильное изображение с чёрными вертикальными и горизонтальными координатными линиями. Отдельные цветные точки на чёрных линиях объясняются дискретностью исходного изображения: они появляются в тех местах, где координатная линия «перескакивала» на другую строчку или столбец исходного изображения. На рис. 4 приведены результаты орторектификации реальных изображений, полученных камерой МСУ-100 в горных районах на южном берегу Турции.



Рис. 3. Картографическая проекция модельного изображения «географическая сетка»: слева — без орторектификации, справа — с орторектификацией

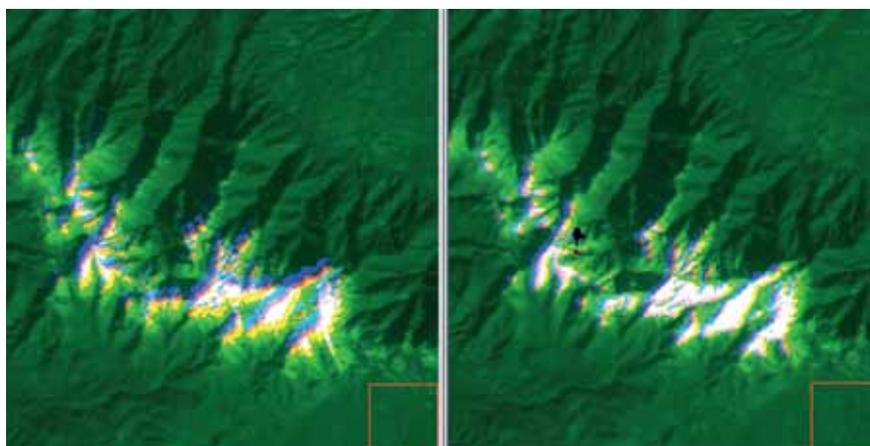


Рис. 4. Картографическая проекция изображения горного района в южной Турции, полученного камерой МСУ-101: слева — без орторектификации, справа — с орторектификацией

Без орторектификации очевидны значительные ошибки совмещения каналов, которые особенно хорошо видны на светлом фоне ледников и тёмном фоне ущелий. После применения процедуры орторектификации эти ошибки значительно уменьшились. Остаточные ошибки совмещения связаны с погрешностями навигационной привязки изображений и ошибками ЦМР. В месте, где ЦМР отсутствует, на изображении оставлено чёрное пятно.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработанное программно-алгоритмическое обеспечение орторектификации позволяет корректировать ошибки географической привязки и межканального совмещения изображений, получаемые комплексом многозональной спутниковой съёмки на КА «Метеор-М» № 1 и 2.

ЛИТЕРАТУРА

- [Аванесов и др., 2013] *Аванесов Г. А., Полянский И. В., Жуков Б. С., Никитин А. В., Фори А. А.* и др. Комплекс многозональной спутниковой съёмки на борту КА «Метеор-М» № 1: три года на орбите // Исследование Земли из космоса. 2013. № 2. С. 74–83.
- [Жуков и др., 2008] *Жуков Б. С., Василейский А. С., Жуков С. Б., Зиман Я. Л., Полянский И. В., Бекренёв 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.

ORTHORECTIFICATION PROCEDURE FOR IMAGES OBTAINED BY MULTISPECTRAL SATELLITE IMAGING SYSTEM ON-BOARD METEOR-M SATELLITE

S. B. Zhukov

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

An iterative algorithm was developed for orthorectification of the images obtained by the Multispectral Satellite Imaging System (KMSS) on-board Meteor-M satellite. It allows geometric correction and georeferencing of the images with accounting for the surface relief. The algorithm was implemented as *KMSS_coreg_ortho* application that is included in the software package for pipeline processing of KMSS data. Examples are given of orthorectification of simulated and real KMSS images.

Keywords: Meteor-M satellite, Multispectral Satellite Imaging System (KMSS), satellite image processing, geometric correction, georeferencing, orthorectification.

Zhukov Stanislav Borisovich — senior laborant, e-mail: sbzhukov@mail.ru.

ВОЗМОЖНОСТИ ВОССТАНОВЛЕНИЯ СМАЗАННЫХ КОСМИЧЕСКИХ ИЗОБРАЖЕНИЙ

Б. С. Жуков

Федеральное государственное бюджетное учреждение науки Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН), Москва

Проанализированы возможности использования винеровской фильтрации для восстановления смазанных изображений, получаемых космическими съёмочными системами. С помощью тестового изображения, представляющего собой поля типа «шахматная доска» с различным размером квадратов, показано, что при отношении сигнал/шум от 250 до 100 и ошибках задания ширины функции рассеяния точки (ФРТ) до 10 % могут быть удовлетворительно восстановлены объекты размером до половины ширины ФРТ. Приводятся примеры восстановления реальных изображений, полученных космическими съёмочными системами.

Ключевые слова: восстановление смазанных изображений, инверсная фильтрация, винеровская фильтрация, метод Тихонова.

ВВЕДЕНИЕ

В случае дефокусировки съёмочной системы или при её движении относительно снимаемого объекта получаемое изображение может оказаться смазанным. Такая же ситуация возникает при использовании методов «суперразрешения», в частности, когда проводится «подсканирование» фотоприёмным устройством с шагом, меньшим размера его элемента [Аванесов и др., 1986].

В данной работе анализируются возможности пространственно-частотных методов восстановления смазанных изображений и приводятся примеры их применения к изображениям, полученными космическими съёмочными системами.

1. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Изображение $g(i, j)$, получаемое цифровыми съёмочными системами, можно связать с полем яркости наблюдаемой сцены $f(\mathbf{x})$ соотношением:

$$g(i, j) = \int h(\mathbf{x}_{ij} - \mathbf{x}') f(\mathbf{x}') d\mathbf{x}' + n(i, j), \quad (1)$$

где $\mathbf{x}_{ij} = (d_x i, d_y j)$ — двумерный радиус-вектор центра пиксела (i, j) ; d_x и d_y — шаги отсчётов вдоль осей x и y ; $h(\Delta\mathbf{x})$ — непрерывная функция рассеяния точки (ФРТ) съёмочной системы; $n(i, j)$ — радиометрический шум. Коэффициенты преобразования яркости в сигнал изображения, который измеряется в единицах младшего разряда (ЕМР), для простоты опускаются.

Пусть $f(i, j)$ — среднее значение поля яркости сцены $f(\mathbf{x})$ в пределах пиксела (i, j) . Функцию $f(i, j)$ можно назвать идеальным изображением. Пусть далее $h(\Delta i, \Delta j)$ — дискретная аппроксимация непрерывной ФРТ $h(\Delta \mathbf{x})$. Тогда соотношение (1) можно переписать в дискретном виде:

$$g(i, j) = \sum_{m, k} h(i - m, j - k) f(m, k) + n(i, j), \quad (2)$$

где ошибки дискретизации добавлены к шумовой компоненте.

Если ширина дискретной ФРТ $h(\Delta i, \Delta j)$ превышает один пиксел, то реальное изображение $g(i, j)$ будет «смазанным» по сравнению с идеальным $f(i, j)$. В этих случаях возникает задача восстановления идеального изображения $f(i, j)$ по реальному $g(i, j)$.

Основная проблема при решении этой задачи состоит в том, что она относится к классу некорректных задач, решение которых неустойчиво, т. е. при наличии даже небольшого шума возможны большие отклонения восстановленного изображения от идеального [Тихонов, Арсенин, 1990].

Отметим, что в качестве «шума» нужно рассматривать:

- радиометрический шум, который всегда присутствует в съёмочных системах;
- ошибки дискретизации (переход от соотношения (1) к соотношению (2));
- ошибки задания ФРТ системы.

2. МЕТОДЫ ЧАСТОТНОЙ ФИЛЬТРАЦИИ ВОССТАНОВЛЕНИЯ ИЗОБРАЖЕНИЙ

Поскольку свёртка двух функций соответствует произведению их спектров Фурье, уравнение (2) в области пространственных частот имеет вид:

$$G(u, v) = H(u, v) F(u, v) + N(u, v), \quad (3)$$

где (u, v) — двумерный отсчёт в плоскости пространственных частот, соответствующий пространственной частоте $\mathbf{v} = (u/N_x d_x, v/N_y d_y)$; N_x и N_y — размеры изображения в числе пикселей по осям x и y ; G и F — спектры Фурье реального и идеального изображений; H — дискретная функция передачи модуляции (ФПМ) съёмочной системы, представляющая собой спектр Фурье от дискретной ФРТ.

Методы частотной фильтрации основаны на фильтрации спектра реального изображения:

$$\hat{F}(u, v) = W(u, v) G(u, v), \quad (4)$$

где $W(u, v)$ — пространственно-частотный фильтр. Восстановленное изображение $\hat{f}(i, j)$ получается путём обратного преобразования фурье-спектра (4).

Отметим, что данную процедуру некорректно называть «повышением разрешения», так как, согласно одному из наиболее употребительных количественных определений разрешения, оно представляет собой пространственную частоту, на которой мощность спектра изображения становится равной мощности спектра шума. Поскольку частотная фильтрация на каждой частоте

усиливает одинаково спектр изображения и шума, то, согласно указанному определению, она не изменяет разрешение изображения.

При отсутствии шума и в случае, когда ФПМ не имеет нулей, идеальное восстановление изображения обеспечивает инверсный фильтр $W(\mathbf{v})=1/H(u, v)$ (рис. 1). Однако при наличии всегда присутствующего в изображении шума он также преобразуется как $\hat{N}(u, v) = N(u, v)/H(u, v)$. Поскольку мощность спектра реальных изображений убывает с увеличением частоты, а мощность спектра белого (т.е. некоррелированного) шума не зависит от частоты, то на высоких частотах обычно доминирует шум. Именно высокие частоты в наибольшей степени усиливаются при инверсной фильтрации, и в результате резко возрастает интегральная (т.е. проинтегрированная по частотам) мощность шума.

На практике ищут компромисс между усилением высоких частот изображения и возрастанием уровня шума, исключая из фильтрации частоты, на которых шум доминирует над полезным сигналом. Теоретически для этого лучше всего подходит винеровский фильтр, который является статистически оптимальным среди линейных фильтров.

Винеровский фильтр, определяемый соотношением [Wiener, 1964]

$$W(u, v) = \frac{1}{H(u, v)} \frac{|H(u, v)|^2}{|H(u, v)|^2 + |F(u, v)|^2 / |N(u, v)|^2}, \quad (5)$$

обеспечивает в статистическом смысле наименьшее расхождение между восстановленным и идеальным изображением при наличии шума. Здесь $|F(u, v)|^2$ и $|N(u, v)|^2$ — статистически средние энергетические спектры идеального изображения и шума.

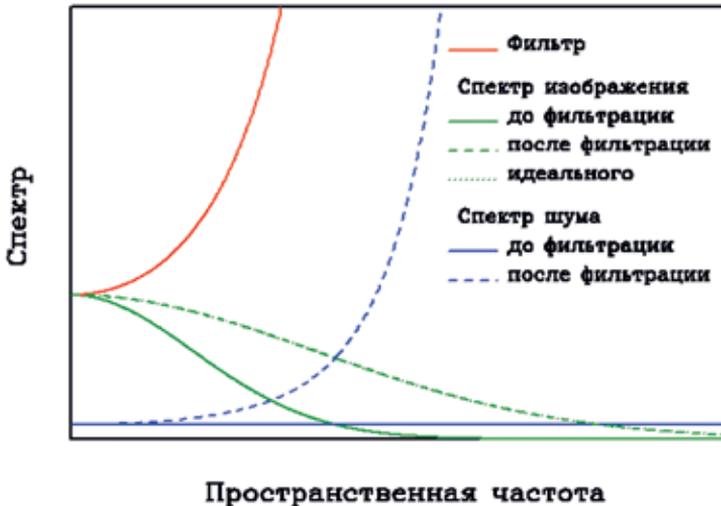


Рис. 1. Преобразование спектров изображения и шума при инверсной фильтрации (спектр изображения после фильтрации совпадает со спектром идеального изображения)

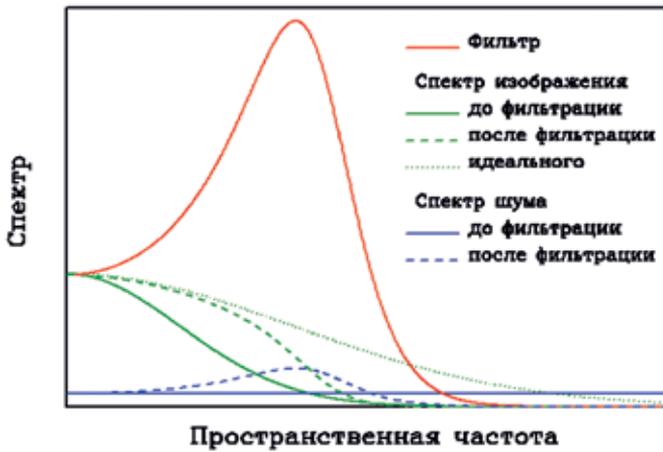


Рис. 2. Преобразование спектров изображения и шума при винеровской фильтрации

Винеровский фильтр возрастает до частот, где спектр сигнала становится равным спектру шума, а затем плавно убывает (рис. 2). В результате подавляются высокие частоты, где доминирует шум. При этом, однако, такие частоты не восстанавливаются и в спектре изображения.

Проблема при применении теоретически оптимальной винеровской фильтрации к реальным изображениям состоит в том, что энергетический спектр идеального изображения $|F(u, v)|^2$, входящий в определение фильтра (5), обычно априорно не известен (за исключением случаев, когда ищется известный объект на произвольном фоне). Поэтому в общем случае необходимо задать априорную оценку отношения $|F(u, v)|^2 / |N(u, v)|^2$. Учитывая, что с увеличением частоты спектр изображения в целом уменьшается, а спектр белого шума остаётся постоянным, это отношение следует аппроксимировать возрастающей функцией частоты. Так делается, например, в методе Тихонова [Тихонов, Арсенин, 1990], который сводится к винеровской фильтрации при аппроксимации отношения $|F(u, v)|^2 / |N(u, v)|^2$ функцией вида $\alpha(u^2 + v^2)^p$, где α и p — подбираемые параметры. На практике обычно используется частный вид этой функции — $\alpha\sqrt{u^2 + v^2}$, т.е. предполагается, что указанное отношение возрастает пропорционально модулю пространственной частоты. В этом случае аппроксимация Тихонова винеровского фильтра принимает вид:

$$W(u, v) = \frac{1}{H(u, v)} \frac{|H(u, v)|^2}{|H(u, v)|^2 + \alpha\sqrt{u^2 + v^2}}. \quad (6)$$

Фильтр (6) удобен при использовании в интерактивном режиме, когда для конкретного изображения есть возможность подобрать параметр α так, чтобы достигалось наилучшее визуальное восприятие восстановленного изображения. При $\alpha = 0$ он сводится к инверсному фильтру.

3. АНАЛИЗ ТОЧНОСТИ ВОССТАНОВЛЕНИЯ ПО ТЕСТОВОМУ ИЗОБРАЖЕНИЮ

Для анализа точности восстановления смазанных изображений методом винеровской фильтрации с использованием фильтра (6) использовалось тестовое изображение, представляющее собой четыре поля типа «шахматная доска» с размером клеток от 1, 2, 4 и 8 пикселей и яркостью 0 и 255 ЕМР (рис. 3). Оно принималось за идеальное изображение.

Реальное изображение моделировалось свёрткой идеального изображения с модельной ФРТ съёмочной системы, которая считалась гауссовой функцией с шириной $\Delta = 2\sigma = 1,5; 2; 2,5$ и 3 пиксела. Далее к нему добавлялся белый шум с нормальным распределением и различной среднеквадратической амплитудой.

Смазанное изображение восстанавливалось методом винеровской фильтрации с использованием фильтра (6), причём параметр α выбирался таким образом, чтобы обеспечить минимальное значение среднеквадратического отклонения (СКО) восстановленного изображения от исходного. Полученные результаты суммированы в таблице и иллюстрируются на рис. 4, 5.

Загрубление изображений, приводящее к ослаблению высоких частот, проявляется как в размытии границ больших квадратов, так и в снижении контраста полей с квадратами, размер которых сопоставим с шириной ФРТ или меньше её. Так, при ширине ФРТ в 2 пиксела в загрублённом изображении становятся практически не видны квадраты размером 1 пиксел (см. рис. 4), а при ширине ФРТ 3 пиксела слабо различаются квадраты размером 2 пиксела (см. рис. 5).

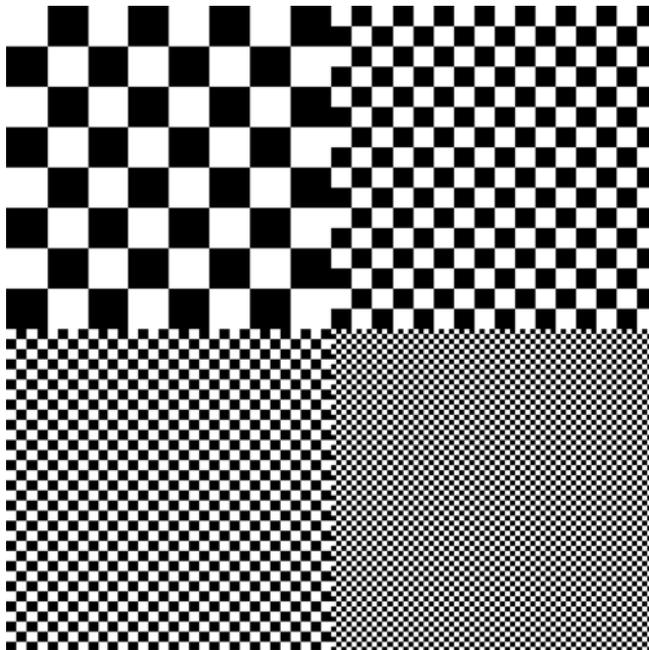


Рис. 3. Тестовое изображение

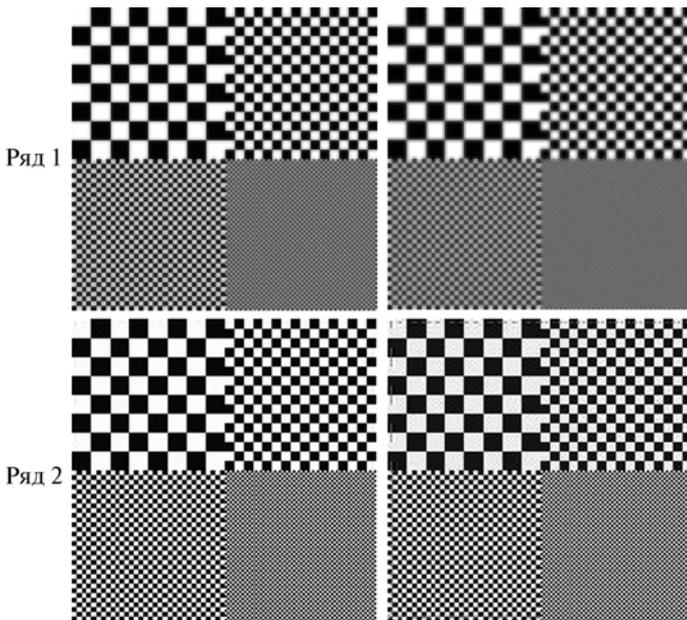


Рис. 4. Восстановление тестового изображения при ширине ФРТ 1,5 пикселя (слева) и 2 пикселя (справа): ряд 1 — загрубленное изображение; ряд 2 — восстановленное изображение (СКО шума равно 1 ЕМР)

Среднеквадратическое отклонение восстановленного изображения от исходного в ЕМР (в скобках — оптимальное значение параметра α)

Источник ошибок	Ширина ФРТ $\Delta = 2\sigma$, пиксел			
	1,5	2,0	2,5	3,0
СКО шума 1 ЕМР, ФРТ-ошибка 0 %	2,1 ($\alpha = 0$)	9,1 ($\alpha = 0$)	65 ($\alpha = 1 \cdot 10^{-5}$)	67,5 ($\alpha = 6 \cdot 10^{-6}$)
СКО шума 3 ЕМР, ФРТ-ошибка 0 %	6 ($\alpha = 0$)	27 ($\alpha = 0$)	67 ($\alpha = 6 \cdot 10^{-6}$)	73 ($\alpha = 2 \cdot 10^{-5}$)
СКО шума 1 ЕМР, ФРТ-ошибка -5 %	16 ($\alpha = 0$)	27 ($\alpha = 0$)	59 ($\alpha = 0$)	70 ($\alpha = 6 \cdot 10^{-6}$)
СКО шума 1 ЕМР, ФРТ-ошибка +5 %	6 ($\alpha = 1 \cdot 10^{-4}$)	17 ($\alpha = 2 \cdot 10^{-6}$)	65 ($\alpha = 3 \cdot 10^{-5}$)	68 ($\alpha = 8 \cdot 10^{-6}$)
СКО шума 1 ЕМР, ФРТ-ошибка -10 %	28 ($\alpha = 0$)	43 ($\alpha = 0$)	61 ($\alpha = 0$)	75 ($\alpha = 6 \cdot 10^{-6}$)
СКО шума 1 ЕМР, ФРТ-ошибка +10 %	16 ($\alpha = 2 \cdot 10^{-4}$)	32 ($\alpha = 2 \cdot 10^{-6}$)	67 ($\alpha = 6 \cdot 10^{-5}$)	71 ($\alpha = 2 \cdot 10^{-5}$)

При ширине ФРТ до двух пикселей и уровне шума 1 ЕМР (т.е. 1/255 от максимального сигнала) восстанавливается резкость всех полей изображения, включая поле с размером квадратов в 1 пиксел (см. рис. 4). При этом оптимальное значение параметра α оказалось равным 0, т.е. винеровская фильтрация не приводит к улучшению результатов по сравнению с инверсной фильтрацией. Это можно объяснить тем, что в данном тестовом изображении сильно выражены высокие частоты.

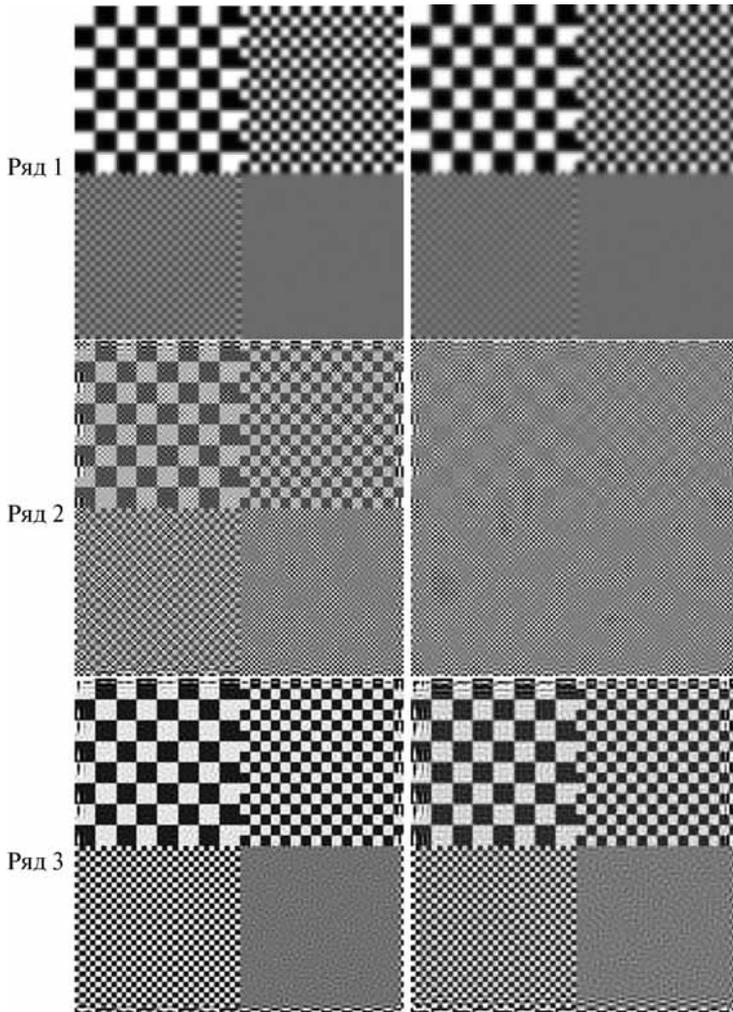


Рис. 5. Восстановление тестового изображения при ширине ФРТ 2,5 пиксела (слева) и 3 пиксела (справа): ряд 1 — загубленное изображение; ряд 2 — восстановленное изображение методом инверсной фильтрации; ряд 3 — восстановленное изображение методом винеровской фильтрации (СКО шума равно 1 ЕМР)

При ширине ФРТ $\Delta = 1,5$ пиксела СКО восстановленного изображения от исходного превышает уровень шума в исходном изображении в 2 раза, а при $\Delta = 2$ пиксела — в 9 раз.

При увеличении ширины ФРТ до $\Delta = 2,5$ пиксела инверсная фильтрация даже при уровне шума в 1 ЕМР приводит к сильно зашумлённому изображению, а при $\Delta = 3$ пиксела всё изображение, восстановленное этим методом, тонет в шумах (см. рис. 5). Винеровская фильтрация позволяет частично восстановить резкость изображения, но при потере наиболее высоких частот: поле с квадратами размером 1 пиксел не восстанавливается. При этом СКО восстановленного изображения составляет ~ 70 ЕМР. Хотя основной вклад в это значение вносят искажения в поле с квадратами в 1 пиксел, очевидно значительное возрастание уровня шума и на других полях.

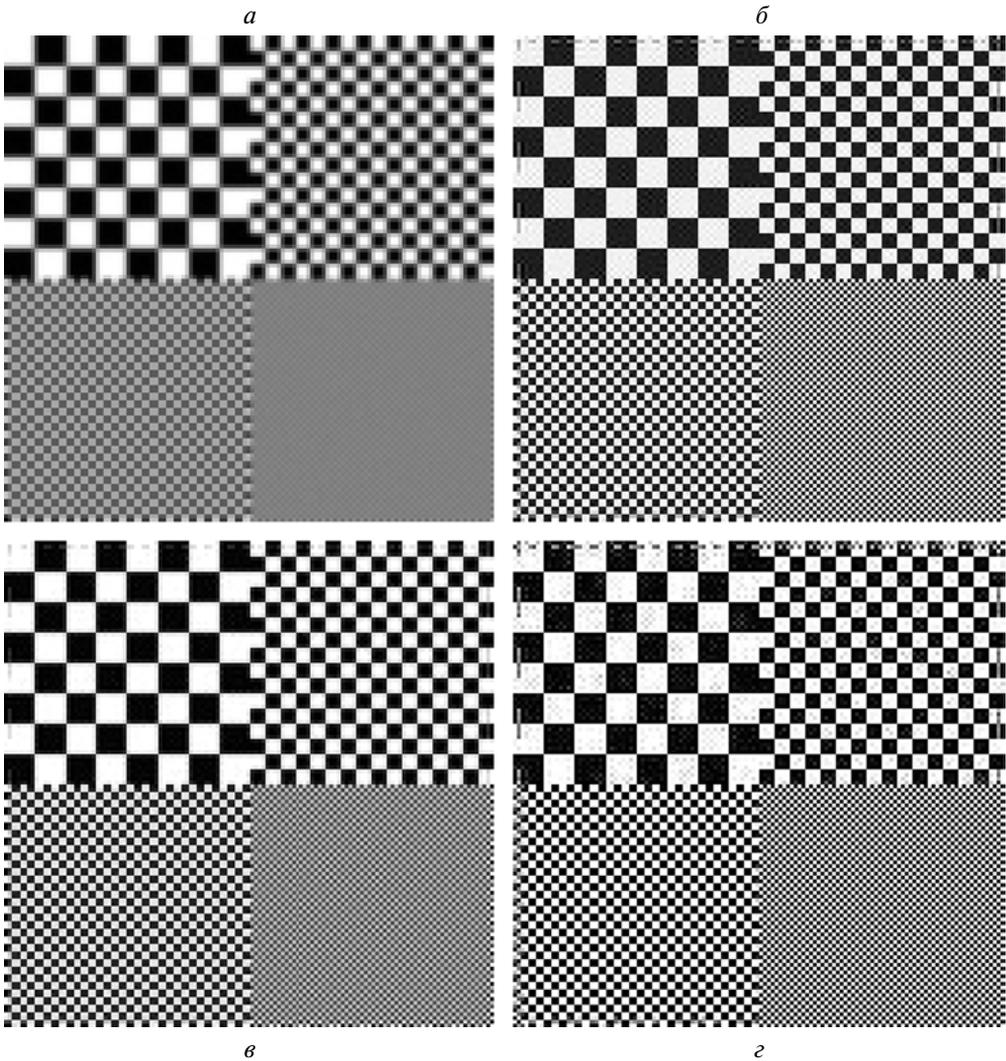


Рис. 6. Восстановление тестового изображения при ошибках в ширине ФРТ: *a* —загрубленное изображение; *б* — восстановленное изображение без ошибок в ФРТ; *в* — восстановленное изображение при ошибке в ширине ФРТ -10% ; *г* — восстановленное изображение при ошибке в ширине ФРТ 10% (СКО шума равно 1 EMP, ширина ФРТ 2 пиксела)

Повышение шума в реальном изображении приводит к пропорциональному повышению величины шума в восстановленном изображении (ср. ошибки восстановления в таблице при величине шума 1 и 3 EMP).

Необходимо отдельно отметить сильные искажения восстановленного изображения на краях, которые происходят из-за того, что при цифровом преобразовании Фурье предполагается, что идеальное изображение периодически продолжается за его границами. Несоответствие этого требования реальным условиям формирования граничных пикселей изображения и приводит к появлению на краях артефактов, ширина которых примерно равна ширине ФРТ.

Было проанализировано также влияние ошибок в ФРТ на точность восстановления изображения (рис. 6). Для этого при восстановлении использовалась гауссова ФРТ с большей или меньшей шириной, чем при загрублении исходного изображения.

Как правило, более высокие ошибки восстановления получались при занижении ширины ФРТ (см. таблицу), поскольку при этом фильтрация проводится с некоторым подавлением высоких частот по отношению к случаю использования истинной ФРТ. В этом случае результаты винеровской фильтрации в большинстве случаев совпадали с результатами инверсной фильтрации, поскольку дополнительного подавления высоких частот не требовалось. На рис. 6в при ширине ФРТ 2 пиксела и её занижении на -10% структура изображения, в целом, восстановилась, но контраст поля с размером квадратов 1 пиксел значительно уменьшился, т. е. наиболее высокие частоты восстановились не полностью. При этом ошибка восстановления изображения оказалась почти в 5 раз больше, чем при использовании истинной ФРТ.

При завышении ширины ФРТ, когда высокие частоты усиливаются сильнее необходимого, фильтрация Тихонова подбором параметра α позволяет компенсировать излишнее усиление и в большинстве случаев получить высокую точность. Если в предыдущем случае ширина ФРТ была завышена на 10% , то даже наиболее высокие частоты восстановились значительно лучше (см. рис. 6г), а ошибка восстановления изображения оказалась в 3,5 раза больше, чем при использовании истинной ФРТ. Поэтому при возможности варьирования параметром α предпочтительнее переоценивать, чем недооценивать ширину ФРТ.

Таким образом, при высоком отношении сигнал/шум (250...100) и малых ошибках ФРТ (до 10%) винеровская фильтрация позволяет удовлетворительно восстановить объекты размером до половины ширины ФРТ. Хотя получаемая при этом точность в несколько десятков ЕМР вряд ли достаточна для количественной радиометрической интерпретации изображений на уровне отдельных пикселов, для визуального анализа они, несомненно, предпочтительнее смазанных изображений.

4. ВОССТАНОВЛЕНИЕ РЕАЛЬНЫХ ИЗОБРАЖЕНИЙ

В качестве примера восстановления реальных изображений на рис. 7 показан результат обработки изображения Луны, полученного в ходе отработки камеры УТК-ТСНН для проекта «Фобос-Грунт» [Жуков и др., 2011]. При фокусном расстоянии УТК-ТСНН 500 мм размер пиксела на этом изображении составил около 6 км. ФРТ УТК-ТСНН может быть аппроксимирована гауссовой функцией с $\Delta_x = 1,96$ и $\Delta_y = 1,7$ пиксела.

При винеровской фильтрации данного изображения значение параметра $\alpha = 10^{-4}$ было подобрано так, чтобы добиться максимального улучшения резкости изображений, не допуская существенного визуального роста шума. Восстановленное изображение имеет более высокую резкость, чем исходное. В частности, на нём стали значительно лучше видны малые кратеры — см. также увеличенный фрагмент изображения на рис. 8.

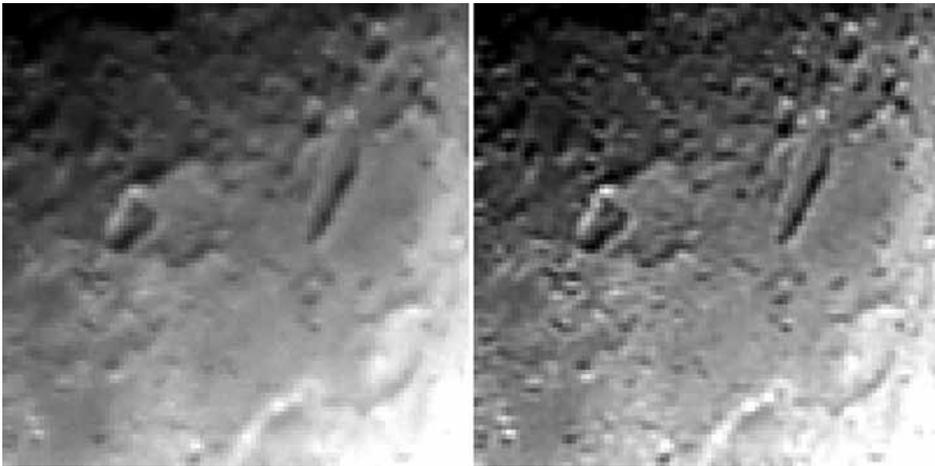


a



б

Рис. 7. Исходный снимок Луны, полученный камерой УТК-ТСНН (*a*), и результат его винеровской фильтрации с $\alpha = 10^{-4}$ (*б*)



a

б

Рис. 8. Фрагмент исходного снимка Луны (*a*) и снимка, полученного после винеровской фильтрации (*б*)



a



б

Рис. 9. Исходный снимок района Джанкоя, п-ов Крым, полученный камерой МСУ-101 на КА «Метеор-М» № 1 (*a*), и результат его винеровской фильтрации с $\alpha = 10^{-4}$ (*б*)

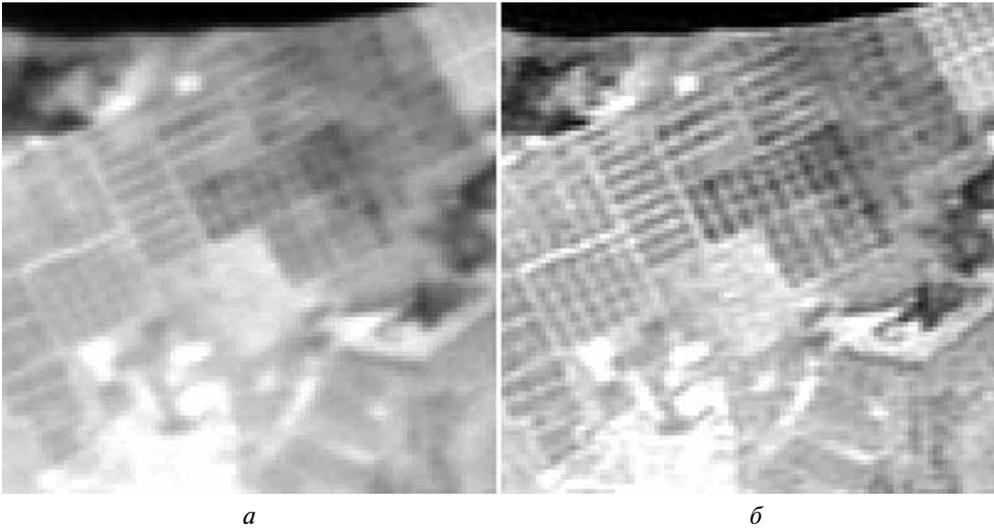


Рис. 10. Фрагмент исходного снимка района Джанкоя (*а*) и снимка, полученного после винеровской фильтрации (*б*)

На рис. 9 показано изображение района Джанкоя на п-ве Крым, полученное камерой МСУ-101/КМСС на КА «Метеор-М» № 1 с размером пиксела около 60 м в канале 0,7...0,9 мкм. При калибровке по береговой линии этот канал оказался несколько дефокусированным: ширина гауссовой аппроксимации его ФРТ составила $\Delta_x = 2,34$ и $\Delta_y = 1,8$ пиксела. В этом случае значение параметра $\alpha = 10^{-4}$ также обеспечило существенное повышение резкости при умеренном росте шума. Это особенно хорошо видно на приведённом (рис. 10) фрагменте этого изображения, где в результате фильтрации хорошо выделилась детальная структура сельскохозяйственных полей.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Результаты анализа тестового изображения показывают, что при отношении сигнал/шум от 250 до 100 и ошибках задания ширины ФРТ до 10 % могут быть удовлетворительно восстановлены объекты размером до половины ширины ФРТ с качеством, пригодным для визуального анализа. Применение метода к реальным изображениям, полученным космическими съёмочными системами, подтвердило возможность значительного повышения их резкости.

ЛИТЕРАТУРА

- [Аванесов и др., 1986] *Аванесов Г. А., Жуков Б. С., Полищук В. В., Шамис В. А., Шнырев Г. Д.* Способ формирования телевизионного сигнала: Авторское свидетельство СССР № 1349684. Рег. 1.7.1986.
- [Жуков и др., 2011] *Жуков Б. С., Жуков С. Б., Снеткова Н. И., Теплухина Т. Р.* Проверка характеристик камер телевизионной системы навигации и наблюдения по результатам натуральных съёмок // Сборник трудов Второй Всероссийской научно-технической конференции «Современные проблемы определения ориентации

и навигации космических аппаратов». Россия, Таруса, 13–16 сентября 2010. М.: ИКИ РАН. 2011. С. 308–318.

[Тихонов, Арсенин, 1990] *Тихонов А. Н., Арсенин В. Я.* Методы решения некорректных задач. М.: Наука, 1990.

[Wiener, 1964] *Wiener N.* Extrapolation, Interpolation and Smoothing of Stationary Time Series. MIT Press, 1964.

RECONSTRUCTION POTENTIAL OF SMEARED SPACE-BORN IMAGES

B. S. Zhukov

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

Potential of Wiener filtration is analyzed for reconstruction of smeared images obtained by space-borne imaging systems. It is shown using a ‘chessboard’-type test image with different cell sizes that image features half the size of the sensor PSF width can be reconstructed with the signal-to-noise ratio of 250 to 100 and with the PSF width errors of within 10 %. Examples are given of reconstruction of real images obtained by space-borne imaging systems.

Keywords: reconstruction of smeared images, inverse filtration, Wiener filtration, Tikhonov method.

Zhukov Boris Sergeevich — senior scientist, PhD, e-mail: bzhukov@iki.rssi.ru.

ОЦЕНКА ТОЧНОСТИ АВТОМАТИЧЕСКОЙ ГЕОГРАФИЧЕСКОЙ ПРИВЯЗКИ ПРОСТРАНСТВЕННЫХ ДАННЫХ КОМПЛЕКСА МНОГОЗОНАЛЬНОЙ СПУТНИКОВОЙ СЪЁМКИ В ХОДЕ ЛЁТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Т. В. Кондратьева, А. В. Никитин, И. В. Полянский

Федеральное государственное бюджетное учреждение науки
Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН), Москва

В работе рассматриваются точность автоматической координатной географической привязки видеоданных комплекса многозональной спутниковой съёмки (КМСС), функционирующего на борту КА «Метеор-М» № 1. Приведены результаты трансформирования полученных сканерных изображений в заданную картографическую проекцию, координатной привязки изображений, сведения спектральных каналов и построения спектрозональных изображений с использованием данных комплекса координатно-временного обеспечения (ККВО), в состав которого входят прибор звёздной ориентации БОКЗ-М и система спутниковой навигации АСН-М-М.

Ключевые слова: приборы ДЗЗ (дистанционного зондирования Земли), МСУ (многозональное сканирующее устройство), комплекс многозональной спутниковой съёмки (КМСС), БОКЗ-М (блок определения координат звёзд), АСН-М-М (автономная система навигации), геометрическая калибровка, спектрозональное изображение, географическая координатная привязка.

Среди задач дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), в процессе которого съёмочными устройствами получают изображения земной поверхности, одной из главных является выдерживание заданной пространственной ориентации аппаратуры ДЗЗ, установленной на космический аппарат (КА), и географическая координатная привязка видеоданных, получаемых этой аппаратурой.

Географическая координатная привязка данных комплекса многозональной спутниковой съёмки (КМСС) [Аванесов и др., 2013], состоящего из трёх оптико-электронных многозональных съёмочных устройств (МСУ) и функционирующего на КА «Метеор-М» № 1, обеспечивается данными с навигационных приборов комплекса координатно-временного обеспечения (ККВО) КА — прибора звёздной ориентации (БОКЗ-М) и системы спутниковой навигации (АСН-М-М), — которые также входят в состав бортовой аппаратуры КА «Метеор-М» № 1.

Специально разработанное программное обеспечение (ПО) предназначено для трансформирования полученных сканерных изображений в заданную картографическую проекцию, географической координатной привязки изображений, сведения спектральных каналов и построения спектрозональных изображений. Анализ результатов обработки данных, полученных с КА «Метеор-М» № 1, показывает, что данное ПО обеспечивает точность сведения спектральных каналов до элемента разрешения, географическую привязку

Кондратьева Татьяна Викторовна — старший научный сотрудник, кандидат физико-математических наук, e-mail: kondratieva@yandex.ru.

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

Полянский Иван Валерьевич — ведущий конструктор, кандидат технических наук, e-mail: ivpolyan@yandex.ru.

видеоданных до 0,35...0,8 км. Данные результаты могут быть вызваны следующими причинами: рассинхронизацией времени данных комплекса ККВО со временем получения строк видеоданных, температурными деформациями конструкции прибора звёздной ориентации и съёмочной системы КМСС.

КОМПЛЕКС МНОГОЗОНАЛЬНОЙ СПУТНИКОВОЙ СЪЁМКИ

Комплекс многозональной спутниковой съёмки (КМСС), разработанный и изготовленный в оптико-физическом отделе ИКИ РАН совместно с АНО «Космос-НТ», успешно функционирует на борту космического аппарата дистанционного зондирования «Метеор-М» № 1, запуск которого состоялся 17 сентября 2009 г.

Комплекс КМСС предназначен для решения метеорологических и природно-ресурсных задач.

В состав КМСС входят три оптико-электронных многозональных съёмочных устройства (МСУ), два из которых, МСУ-100, предназначены для съёмки поверхности суши, одно, МСУ-50, — для съёмки водных объектов.

Оптическое изображение в камерах МСУ формируется с помощью оснащённого блендой объектива в плоскости фотоприёмников, в качестве которых используются три линейных ПЗС (ЛПЗС).

Перед каждым ЛПЗС установлены интерференционные фильтры, обеспечивающие суммарное формирование требуемых шести спектральных зон видимого и ближнего ИК-диапазонов спектра электромагнитных волн, которые были выбраны исходя из целевой задачи исследований суши для МСУ-100 и акваторий для МСУ-50.

Внешний вид МСУ-50 и МСУ-100 показан на рис. 1, основные характеристики КМСС и камер МСУ приведены в табл. 1, 2.

Основным достоинством камер МСУ является высокое разрешение (размер пиксела ЛПЗС 7 мкм) и достаточно широкий угол поля зрения: $\sim 30^\circ$ для камеры МСУ-100 (фокусное расстояние объектива 100 мм) и $\sim 60^\circ$ для камеры МСУ-50 (фокусное расстояние объектива 50 мм).



Рис. 1. Внешний вид аппаратуры КМСС

Таблица 1. Основные характеристики КМСС

Параметр	МСУ-100	МСУ-50
Высота орбиты, км	832	832
Скорость полёта КА, приведённая к поверхности Земли, км/с	6,8	6,8
Точность ориентации КА, 3σ , град	0,1	0,1
Точность стабилизации КА, 3σ , угл. с/с	1,8	1,8
Количество приборов	2	1
Формируемая полоса обзора, км	960	940
Угол установки относительно местной вертикали, град	± 14	0
Размер проекции элемента разрешения на земную поверхность (в направлении оптической оси прибора), м	60	120
Информационный поток на один прибор, Мбит/с	30	30

Таблица 2. Основные характеристики камер МСУ

Параметр	МСУ-100	МСУ-50
Фокусное расстояние объектива, мм	100	50
Относительное отверстие объектива	1:6	1:6
Угол поля зрения, град	31	58
Размер элемента ПЗС, мкм	7×7	7×7
Проекция пиксела, м	58	116
Число спектральных каналов	3	3
Спектральные зоны, мкм (на уровне 0,5)	0,535...0,575; 0,630...0,680; 0,760...0,900	0,370...0,450; 0,450...0,510; 0,580...0,690
Длина строки изображения, элементов	7926	7926
Число разрядов квантования	8	8
Внешняя тактовая частота, МГц	30,72	30,72
Внешняя синхрочастота строк, Гц	156,25	156,25
Командный интерфейс	MIL STD-1553B	
Максимальное энергопотребление, Вт	6,8	6,8
Масса, кг	2,9	2,3

ГЕОМЕТРИЯ СЪЁМКИ

Принцип действия МСУ основан на одновременной построчной регистрации с помощью ЛПЗС оптического изображения, перемещающегося по фокальной плоскости при движении КА по орбите. На рис. 2 приведена геометрическая схема съёмки КМСС, поясняющая принцип формирования полосы изображения.

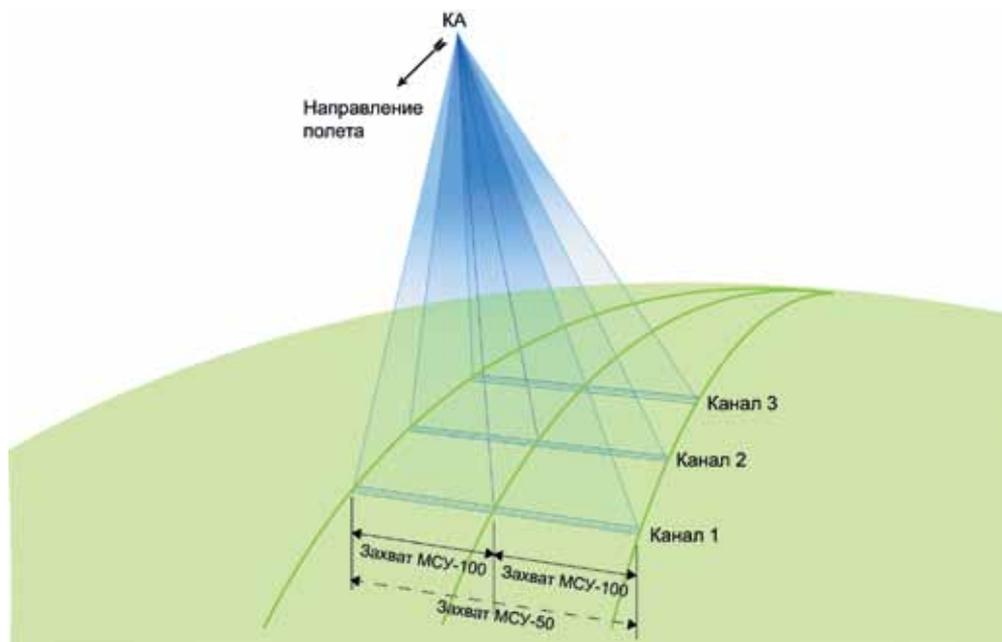


Рис. 2. Геометрическая схема съёмки КМСС

Два прибора МСУ-100 установлены на приборную платформу КА таким образом, что их оптические оси отклонены от «вертикальной» оси КА на угол $\pm 14^\circ$ в плоскости, перпендикулярной плоскости орбиты. При этом суммарная полоса обзора МСУ-100 составляет 960 км и примерно равна полосе обзора прибора МСУ-50 (940 км). Перекрытие полос обзора двух приборов МСУ-100 составляет примерно 40 км.

С другой стороны, поскольку расстояние между центрами чувствительных элементов ЛПЗС разных спектральных каналов в приборах МСУ-50 и МСУ-100 составляет 15,24 мм, соответствующие друг другу элементы разрешения на земной поверхности наблюдаются в разных спектральных каналах под разными углами в орбитальной плоскости: $-16,95^\circ$; 0° и $+16,95^\circ$ для МСУ-50 и $-8,67^\circ$; 0° и $+8,67^\circ$ для МСУ-100 и с временной задержкой между ближайшими каналами 38,9 и 19,4 с соответственно.

Пространственное разрешение по поверхности Земли составляет для МСУ-100 58 м, для МСУ-50 — 116 м.

Информация с каждого прибора МСУ-50/100 в потоке видеоданных КМСС, передаваемых на Землю, разбита на приборные строки. Одна приборная строка содержит одновременно полученные строки изображений в каждом из трёх спектральных каналов, а также соответствующую им калибровочную и служебную информацию.

Приём и обработка видеоданных осуществляется в Научном центре оперативного мониторинга Земли (НЦОМЗ) (<http://www.ntsomz.ru>), ОАО «Российские космические системы» и ГУ НИЦ «Планета» (<http://planet.iitr.ru>). Для последующих КА серии «Метеор-М» разработаны устройства МСУ-100М и МСУ-50М.

СОСТАВ И НАЗНАЧЕНИЕ КОМПЛЕКСА КООРДИНАТНО-ВРЕМЕННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ

Комплекс координатно-временного обеспечения (ККВО), разработанный для КА «Метеор-М» № 1 и входящий в состав экспериментальной аппаратуры КА, предназначен для навигационного обеспечения оперативной координатной привязки видеоданных, получаемых аппаратурой дистанционного зондирования, в первую очередь, комплексом многозональной спутниковой съёмки (КМСС).

В состав ККВО входят измерительные приборы трёх видов:

- прибор астроориентации (блок определения координат звёзд — БОКЗ-М);
- аппаратура спутниковой навигации (АСН-М-М);
- датчики угловых скоростей (ДУС)*.

Принимая радиосигналы спутниковых навигационных систем (СНС) GPS и ГЛОНАСС, АСН-М-М обеспечивает определение параметров орбитального движения КА с привязкой измерений к шкале всемирного координированного времени UTC, а также синхронизацию бортовой аппаратуры КА.

Звёздный координатор БОКЗ-М осуществляет измерение параметров инерциальной ориентации КА и установленной на нём аппаратуры.

Измерения угловых скоростей вращения КА, обеспечиваемые тремя ДУС, дополняют получаемые БОКЗ-М данные об ориентации.

Общая схема функционирования ККВО для обеспечения географической координатной привязки видеоданных КМСС приведена на рис. 3.



Рис. 3. Схема функционирования ККВО для обеспечения географической координатной привязки видеоданных КМСС (АФУ — антенно-фидерное устройство)

* Датчики угловых скоростей формально не входят в состав экспериментального комплекса ККВО, а являются штатными измерительными приборами системы ориентации КА, однако информация с них используется ККВО.

На борту КА «Метеор-М» № 1 приборы, входящие в состав ККВО, работают под управлением компьютера экспериментальной системы ориентации (КЭСО). Информационный обмен АСН-М-М, БОКЗ-М и датчиков ДУС с КЭСО осуществляется по мультиплексному каналу обмена (МКО).

Видеоинформация с МСУ передаётся в бортовую информационную систему (БИС-М, см. рис. 3), куда одновременно поступают навигационные данные с комплекса приборов ККВО (комплекс координатно-временного обеспечения).

АППАРАТУРА СПУТНИКОВОЙ НАВИГАЦИИ АСН-М-М

Аппаратура спутниковой навигации АСН-М-М (рис. 4) осуществляет приём и обработку радиосигналов спутниковых навигационных систем (СНС) GPS и ГЛОНАСС:

- с целью определения с привязкой к всемирному координированному времени положения центра масс КА и его вектора скорости в геоцентрической гринвичской системе координат с точностью 15 м;
- вычисления на основе серии проведённых навигационных измерений оценки текущего вектора состояния (параметров движения центра масс — ПДЦМ), прогнозирования вектора состояния на заданный момент времени;
- формирования импульсного сигнала секундной метки, а также кода времени текущей (последней сгенерированной) секундной метки, «привязанного» к всемирному координированному времени с точностью 10 мкс.

Частота обновления информации (навигационных измерений) — 1 Гц.

На борту КА «Метеор-М» № 1 АСН-М-М используется для формирования секундных меток для синхронизации измерений прибора звёздной ориентации БОКЗ-М.

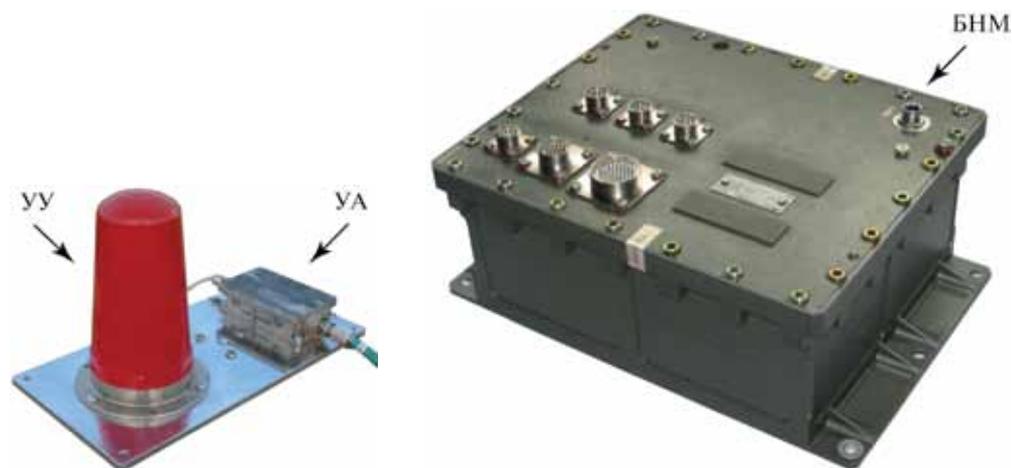


Рис. 4. Система спутниковой навигации АСН-М-М: устройство антенное (УА), устройство усилительное (УУ) и блок навигационных модулей (БНМ)

Выдаваемые АСН-М-М навигационные измерения могут быть представлены в одной из двух базовых геоцентрических гринвичских систем координат — ГСК (ПЗ-90 или WGS-84) и иметь временную привязку к одной из трёх временных шкал (UTC, ГЛОНАСС или GPS). Выбор используемой конфигурации СНС, системы координат и шкалы времени осуществляется специальным кодовым сообщением КЭСО по МКО.

При работе системы АСН-М-М в составе ККВО на КА «Метеор-М» № 1 используются шкала времени UTC и система координат WGS-84.

ПРИБОР АСТРООРИЕНТАЦИИ БОКЗ



Рис. 5. Прибор звёздной ориентации БОКЗ-М

Прибор БОКЗ-М (рис. 5) предназначен для определения углового положения осей приборной системы координат относительно второй экваториальной системы координат и обладает следующими характеристиками: интервал между измерениями составляет 3 с, матрица 512×512 элементов, звёздный каталог 8500 звёзд до $7,5^m$, угол поля зрения 8° , точность по углам вращения вокруг осей X, Y $1,5$ угл. с и вокруг оси Z 15 угл. с.

Данные ККВО имеют общую привязку по времени, определяемую прибором АСН. В зависимости от режима его работы шкала времени привязки может совпадать с всемирным временем (UTC) или с временной привязкой спутниковой системы GPS. Временная привязка данных ККВО непосредственно используется для формирования элементов внешнего ориентирования каждой строки сканерного изображения МСУ, которые учитываются при трансформировании и построении спектрозонального изображения.

ПРОГРАММНЫЙ КОМПЛЕКС ПРЕДВАРИТЕЛЬНОЙ ОБРАБОТКИ ВИДЕОДАННЫХ КОМПЛЕКСА МНОГОЗОНАЛЬНОЙ СПУТНИКОВОЙ СЪЁМКИ

Программно-алгоритмический комплекс КМСС, предназначенный для автоматической обработки видеоданных, был разработан в АНО «Космос-НТ» (Москва) по заказу НЦОМЗ (Научный центр оперативного мониторинга Земли).

Принятая информация КМСС поступает с антенны на станцию приёма и затем на сервер предварительной обработки, где данные КМСС выделяются из общего потока и для каждого эпизода (фрагмента маршрута, в течение которого соблюдается последовательность порядковых номеров строк видеоданных) формируются следующие файлы:

- приборный файл (*.fds), содержащий строки упакованных данных КМСС;

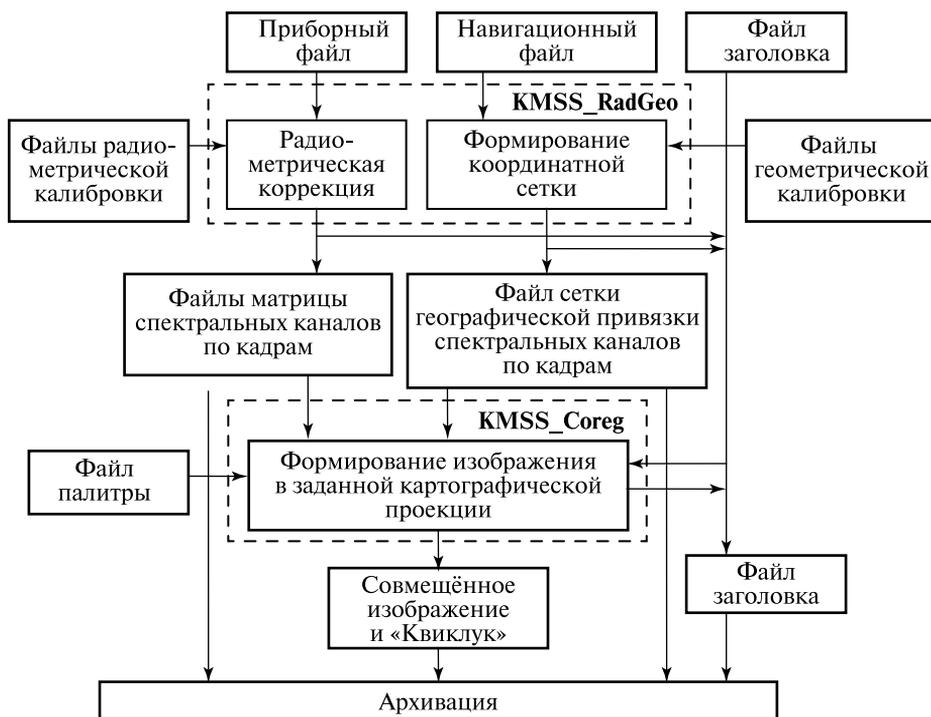


Рис. 6. Схема предварительной обработки данных КМСС

- навигационный файл (*.nav), содержащий информацию о времени, положении, скорости и ориентации КА на момент получения каждой строки по данным служебных систем КА «Метеор-М» № 1;
- файл данных ККВО (*.kkvo);
- файл заголовка (метаданные) (*.gsm), содержащий всю информацию о сеансе измерений.

Общая схема предварительной обработки данных КМСС показана на рис. 6.

Предварительная обработка проводится по эпизодам и включает следующие этапы:

- 1) разбиение эпизода на кадры, радиометрическая коррекция и создание зональных изображений;
- 2) временная и географическая привязка изображений с использованием информации о положении и ориентации КА;
- 3) геометрическое совмещение зональных изображений на заданной географической сетке.

Обработка видеоданных КМСС проводится с помощью консольного приложения КМСС_RadGeo, реализующего первые два этапа обработки с использованием файлов радиометрической и геометрической калибровки камер МСУ, и консольного приложения КМСС_Coreg, реализующего третий этап.

Входным параметром программы КМСС_RadGeo является шаблон имени входных файлов эпизода TTT_NNNNNN_M_N, по которому определяются:

- код камеры;

- приборный файл камеры КМСС;
- навигационный файл;
- файл заголовка.

Выходной информацией приложения KMSS_RadGeo являются радиометрически скорректированные зональные изображения (файл-матрицы спектральных каналов) с разбивкой по кадрам и соответствующие им файл-сетки географической привязки спектральных каналов. Эта информация — входная для приложения KMSS_Coreg, которое формирует совмещённое изображение и «Квиклук».

Информация обо всех этапах обработки добавляется в файл заголовка.

Выходные файлы, соответствующие каждому кадру, архивируются с помощью программ ZIP или RAR. Архивированный файл имеет имя соответствующего кадра с расширением .zip или .rar.

АЛГОРИТМЫ ФОРМИРОВАНИЯ НАВИГАЦИОННОГО ФАЙЛА. КОНСОЛЬНОЕ ПРИЛОЖЕНИЕ FORMKKVO

Консольное приложение FormKKVO осуществляет формирование навигационных файлов на основе обработки данных прямых измерений пространственной ориентации центра масс КА и угловой ориентации осей КА в инерциальной системе координат, выполненных комплексом координатно-временного обеспечения — ККВО. Сформированные навигационные файлы далее используются в консольном приложении KMSS_RadGeo.

При выполнении консольного приложения FormKKVO происходит считывание данных из файла аппаратуры ККВО (*.kkvo), считывание начала момента съёмки из файла заголовка (*.rsm), декодирование данных с приборов АСН-М-М и БОКЗ-М в соответствии со структурой файла ККВО. При этом фильтруются данные АСН-М-М и БОКЗ-М по реальному значению времени привязки, по допустимому интервалу изменения между соседними данными (допуск на dt), по допустимому изменению самих данных (допуск БОКЗ — не более $0,2^\circ$ между соседними измерениями, АСН-М-М — не более 200 м между соседними измерениями). Производится кусочно-полиномиальная аппроксимация данных с АСН-М-М и БОКЗ-М по способу наименьших квадратов. По данным с прибора АСН-М-М рассчитываются координаты центра масс КА в гринвичской геодезической системе координат WGS-84.

Прибор звёздной ориентации БОКЗ-М измеряет по снимкам матрицу перехода от второй экваториальной системы (ИСК) координат текущей эпохи к приборной системе координат (ПСК).

С учётом матрицы установки прибора БОКЗ-М относительно связанной системы координат (ССК) КА определяется матрица перехода от этой системы координат ко второй экваториальной системе координат, а также матрица перехода от связанной системы координат к орбитальной системе координат, по которой вычисляются углы: крена, тангажа и курса. Для перехода от измерений прибора звёздной ориентации к связанной системе координат и к гринвичской системе координат (ГСК) используются следующие формулы:

$$M_{ГСК}^{ССК} = S_{ГСК} \left(M_{ССК}^{ПСК} M_{ПСК}^{ИСК} \right)^T, \quad (1)$$

где $M_{ГСК}^{ССК}$ — матрица перехода от ССК КА в ГСК; $S_{ГСК}^{ИСК}$ — матрица перехода от ИСК в ГСК; $M_{ССК}^{ПСК}$ — матрица перехода от ПСК БОКЗ-М в ССК КА; $M_{ПСК}^{ИСК}$ — матрица перехода от ИСК в ПСК БОКЗ-М.

На каждый момент времени получения данных рассчитывается истинное звёздное время (по данным АСН-М-М) на гринвичском меридиане, определяющее переход от инерциальной системы координат к гринвичской системе координат WGS-84.

Задаваясь временем начала съёмки по коэффициентам полинома, можно рассчитать три угла разворота связанной системы координат относительно гринвичской системы координат и координаты центра съёмки на момент получения каждой строки изображения. Полином строится таким образом, чтобы середина интервала данных (10 измерений) приходилась на момент получения текущей строки изображения.

Так для всех строк сканерного изображения МСУ формируется навигационный файл, содержащий матрицу перехода от связанной системы координат камеры к гринвичской системе координат WGS-84 и координаты центра масс.

ПОВЫШЕНИЕ ТОЧНОСТИ ГЕОГРАФИЧЕСКОЙ ПРИВЯЗКИ ВИДЕОДАНЫХ. КОРРЕКЦИЯ ПО ОПОРНЫМ ТОЧКАМ

В Приложении FormKKVO предусмотрены дополнительные возможности повышения точности географической привязки видеоданных КМСС путём проведения коррекции по опорным точкам, выбранным на изображении.

В этом случае формируется файл, в котором для каждой опорной точки на изображении МСУ/КМСС содержатся её географические координаты в трёх спектральных каналах и географические координаты, определённые по имеющимся картографическим материалам, в данном случае использовалась программа Google Earth.

Далее в первом варианте осуществляется «коррекция по времени». В этом случае определяется средняя по времени поправка к времени привязки данных АСН-М-М для всех опорных точек во втором (надирном) спектральном канале и формируется новый навигационный файл.

Для каждой опорной точки используется набор элементов внешнего ориентирования из навигационного файла, полученный в процессе съёмки земной поверхности. Для моментов времени начала и окончания съёмки из набора элементов внешнего ориентирования определяются координаты X , Y во внутренней системе координат второго (надирного) канала МСУ. При этом подбирается такое время t , при котором координата Y , совпадающая с направлением сканирования камеры, равна нулю. Данная операция вычисления момента времени проводится как для географических координат с карты (map), так и для координат с трансформированного изображения (image), и определяются времена t_{map} и t_{image} соответственно. Разность $dt = t_{image} - t_{map}$ является величиной, на которую необходимо скорректировать все времена при построении навигационного файла. Коррекция по времени позволяет учесть помимо временных ошибок угловые смещения камеры по тангажу.

Для более полной компенсации искажений используется принцип «коррекции по углам», где коррекция осуществляется по трём углам: крену, курсу и тангажу. Так же, как и в процедуре коррекции по времени, используя географические координаты с трансформированного изображения, можно определить моменты времени, при которых координаты Y внутренней системы координат трёх спектральных каналов камеры равны нулю. С использованием элементов внешнего ориентирования камеры относительно системы координат WGS-84 на момент времени t и начального приближения поправочной матрицы внутренней системы координат камеры относительно приборной системы координат камеры (из файла геометрической калибровки) определяются геоцентрические координаты точки съёмки. Разность между полученными отношениями координат X/Z и Y/Z для точки съёмки и соответствующей точки на географической карте по способу наименьших квадратов, по возможности, приводится к нулю за счёт уточнения трёх углов, образующих поправочную матрицу внутренней системы координат камеры относительно приборной системы. С учётом поправочной матрицы уточняются направляющие косинусы всех элементов ПЗС-линеек в трёх каналах в приборной системе координат. Уравнённые значения трёх углов являются коррекциями по: крену, курсовому углу и тангажу. Формируется новый файл геометрической калибровки, который далее используется в консольном приложении KMSS_RadGeo.

ПОЛЁТНАЯ КАЛИБРОВКА КАМЕР МСУ (ФОРМИРОВАНИЕ ФАЙЛА ГЕОМЕТРИЧЕСКОЙ КАЛИБРОВКИ)

Качество географической координатной привязки видеоданных во многом определяется точностью геометрической калибровки камер МСУ. Для каждого устройства МСУ в наземных условиях на лабораторном стенде проводятся геометрические измерения, и полученные данные записываются в файл геометрической калибровки соответствующей камеры, в котором для каждого пиксела каждого из трёх каналов содержится три компонента вектора направления в приборной системе координат.

Данные геометрической калибровки камер МСУ уточняются в ходе полётной калибровки.

На первом этапе полётной калибровки камер МСУ осуществлялось формирование навигационного файла с координатами центра съёмки на моменты получения каждой строки сканерного изображения и матрицы перехода от системы координат строительных осей КА к географической системе координат.

При формировании навигационного файла использовалась полиномиальная аппроксимация углов вращения вокруг осей координат по трём измерениям датчика звёздной ориентации БОКЗ-М и прибора спутниковой навигации АСН-М-М.

На сканерном изображении были выбраны опорные точки по всей ширине строки и определены их географические координаты (долгота λ , широта φ и высота H) по имеющимся картографическим материалам. Данные, содержащие координаты опорных точек на сканерном изображении (строка и столбец) и географические координаты опорных точек, были записаны в файл.

Была составлена система уравнений связи координат точек на сканерном изображении, использующая соответствующую строке изображения запись навигационного файла с координатами, полученными с карты:

$$\begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix}_{\text{оп}} = \begin{pmatrix} (N + H) \cos \lambda \cdot \cos \varphi \\ (N + H) \sin \lambda \cdot \cos \varphi \\ (N(1 - e^2) + H) \sin \varphi \end{pmatrix}, \quad (2)$$

где $X_{\text{оп}}, Y_{\text{оп}}, Z_{\text{оп}}$ — координаты опорной точки в гринвичской геоцентрической системе координат; λ, φ, H — географические координаты опорной точки с картографических материалов, масштабом не мельче 1:100 000; N — первый вертикал эллипсоида WGS-84 на широте φ .

В качестве параметра модели использовалась вспомогательная матрица перехода $A(a_{11}, a_{12}, \dots, a_{33})$ от номинальной (приборная) системы координат камеры к внутренней системе координат канала сканерного изображения:

$$\begin{aligned} X_{\text{изм}} &= X_S + (Z_{\text{оп}} - Z_S) \frac{a_{11}x - a_{13}f}{a_{31}x - a_{33}f}, \\ Y_{\text{изм}} &= Y_S + (Z_{\text{оп}} - Z_S) \frac{a_{21}x - a_{23}f}{a_{31}x - a_{33}f}, \end{aligned} \quad (3)$$

где $X_{\text{изм}}, Y_{\text{изм}}$ — координаты опорных точек на сканерном изображении; X_S, Y_S, Z_S — координаты центра съёмки в геоцентрической системе координат (СК) Земли, выбранные из навигационного файла (*.nav — НЦОМЗ) по координате y (номеру строки); f — фокусное расстояние камеры.

При этом были параметризованы элементы внутреннего ориентирования камеры: фокусное расстояние, параметры дисторсии и три угла, задающих элементы матрицы перехода.

Разница компенсируется за счёт определения поправок (F_X, F_Y) в искомые параметры по способу наименьших квадратов методом последовательных приближений:

$$\left. \begin{aligned} F_X &= X_{\text{оп}} - X_{\text{изм}}, \\ F_Y &= Y_{\text{оп}} - Y_{\text{изм}}, \\ A &= A' \cdot dA, \\ x &= p_0 + p_1x' + p_2x'^2 + p_3x'^3 + p_4x'^4 + p_5x'^5, \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

где A — матрица перехода от реальной (ВСК) системы координат линейки МСУ к гринвичской геоцентрической системе координат; A' — матрица перехода от номинальной системы координат МСУ, определяемой по конструкторской документации, к гринвичской геоцентрической системе координат; матрица выбирается из навигационного файла по координате y (номеру строки); dA — дополнительная матрица, задающая переход от реальной (ВСК) системы координат линейки МСУ к номинальной системе координат МСУ; x' — номер столбца изображения; x — номер столбца изображения с учётом дисторсии; p_0, p_1, \dots, p_5 — коэффициенты полинома, описывающего дисторсию.

Построенная система (4) решается относительно трёх углов поворота вокруг осей координат, определяющих искомую матрицу, фокусное расстояние

и параметры дисторсии по способу наименьших квадратов методом последовательных приближений.

Полученная матрица для надирного канала использовалась с целью уточнения навигационного файла.

Матрицы, фокусные расстояния и углы, полученные для других каналов, были использованы для формирования калибровочных файлов геометрических параметров каналов, применяемых при трансформировании.

ТОЧНОСТЬ АВТОМАТИЧЕСКОЙ ГЕОГРАФИЧЕСКОЙ ПРИВЯЗКИ ВИДЕОДАНЫХ КМСС

Результатом автоматической географической привязки видеоданных КМСС являются синтезированные спектрально-зональные изображения, трансформированные в картографические проекции УТМ, построенные с использованием данных комплекса координатно-временного обеспечения (ККВО), в состав которого входят приборы спутниковой навигации АСН-М-М и звёздной ориентации БОКЗ-М.

На рис. 7 и 8 представлены изображения, полученные камерой МСУ-100 (зав. № 02), на сеансе 3 июня 2012 г. на витке № 14049. Высота съёмки составляла 820 км.

Точность автоматической географической привязки оценивалась на тестовых витках. Были проанализированы данные, полученные камерами МСУ-100 (зав. № 01 и 02) на сеансах с 3 по 18 июня 2012 г. (витки № 14049–14262).

Точностные параметры трансформированных изображений приборов МСУ с использованием файлов геометрической калибровки и данных ККВО представлены в табл. 3.

Таблица 3. Точностные параметры трансформированных изображений приборов МСУ с использованием файлов геометрической калибровки и данных ККВО

Способ построения изображения	Точность географической привязки данных		Точность сведения спектральных каналов МСУ	
	среднее значение ошибки, км (пиксел)	СКО, км (пиксел)	среднее значение ошибки, км (пиксел)	СКО, км (пиксел)
Использование данных ККВО	0,363 (6,05)	0,1145 (1,9)	0,1 (1,7)	0,0574 (0,956)
Коррекция по времени	0,356 (5,93)	0,09 (1,5)	0,0928 (1,5483)	0,0477 (0,796)
Коррекция по углам	0,306 (5,1)	0,0872 (1,45)	0,064 (1,068)	0,045 (0,748)

Точность сведения спектральных каналов приборов МСУ определяется элементом разрешения, точность географической привязки составляет около 350 м. Ошибка географической привязки смещена вдоль направления полёта. Основным источником ошибок географической привязки изображений является неточность фиксации времени начала сеанса съёмки телеметрической системой, что объясняется рассинхронизацией времени данных прибора астроориентации со временем запроса.

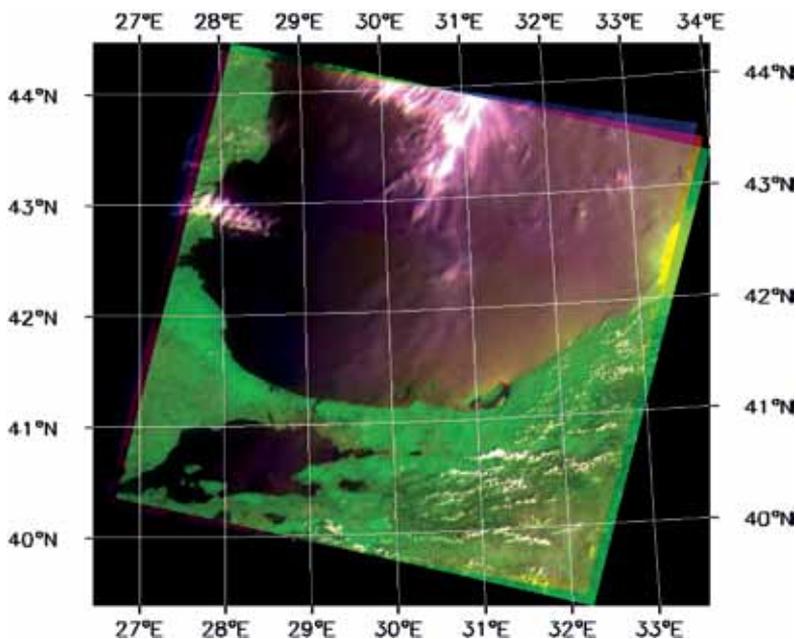


Рис. 7. Синтезированное спектрозональное изображение МСУ-100 (зав. № 02), построенное с использованием данных ККВО, трансформированное в картографическую проекцию UTM. Чёрное и Мраморное моря, пролив Босфор. Съёмка выполнена 3 июня 2012 г. (виток № 14049)

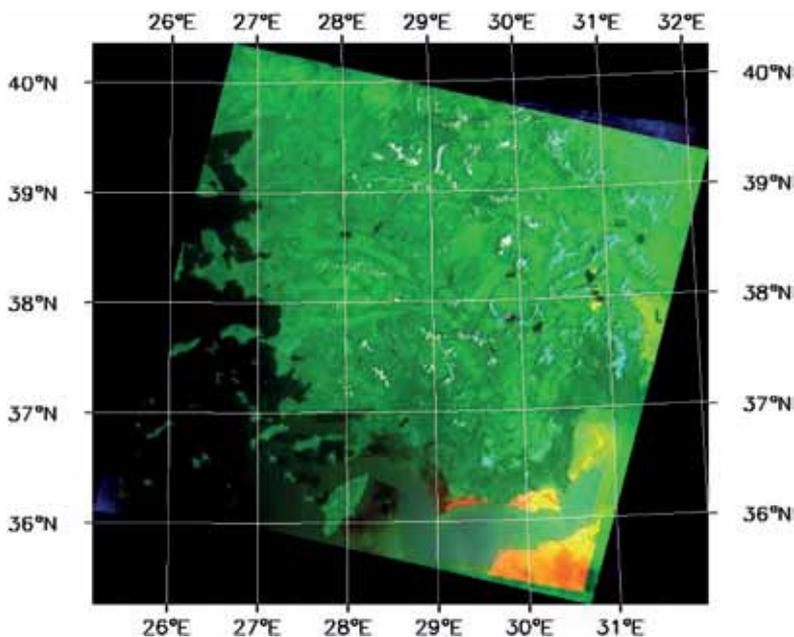


Рис. 8. Синтезированное спектрозональное изображение МСУ-100 (зав. № 02), построенное с использованием данных ККВО и трансформированное в картографическую проекцию UTM. Западная Турция. Съёмка выполнена 3 июня 2012 г. (виток № 14049)

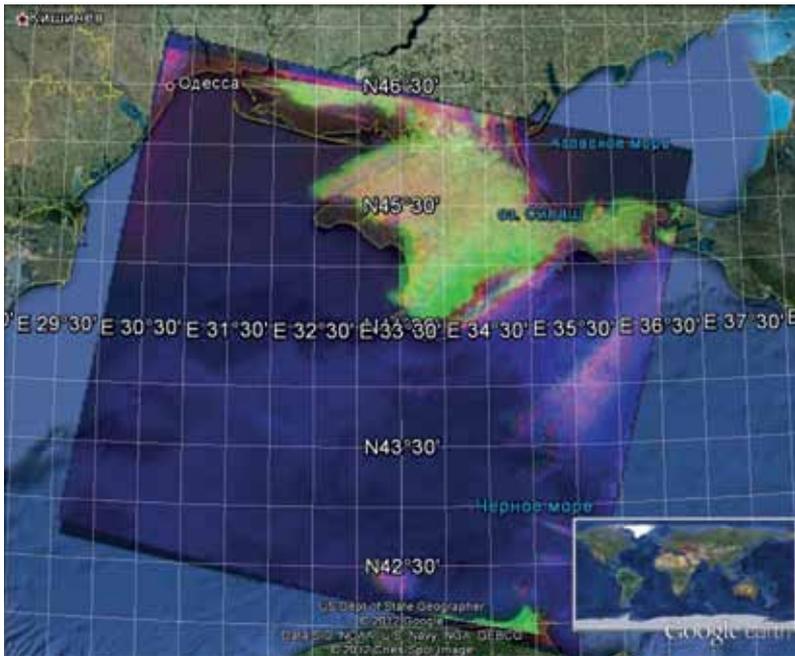


Рис. 9. Синтезированное спектрозональное изображение (наложенное на основу Google Earth). Украина. Крымский п-ов. Съёмка выполнена прибором МСУ-101 13 июня 2012 г. (виток № 14205)

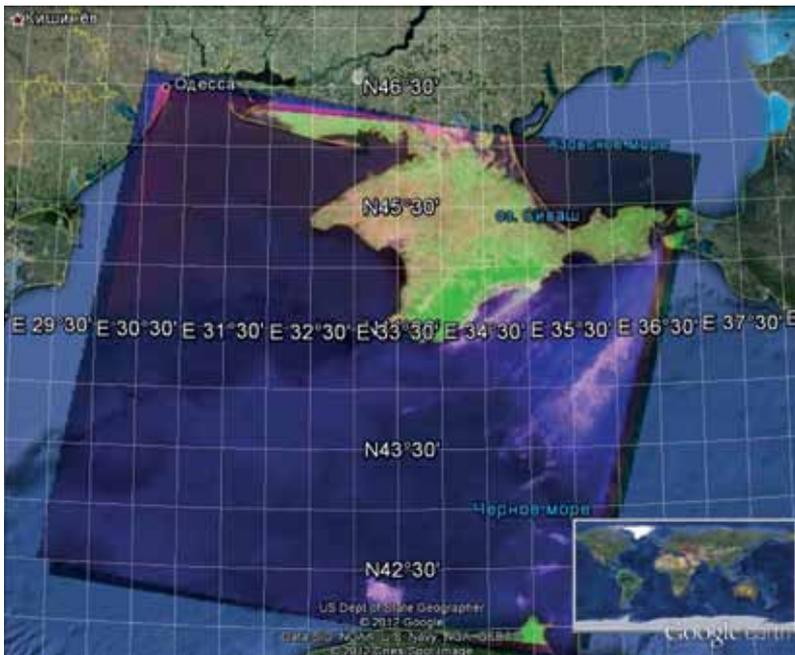


Рис. 10. Синтезированное спектрозональное изображение (наложенное на основу Google Earth). Украина. Крымский п-ов. Съёмка выполнена прибором МСУ-101 13 июня 2012 г. (виток № 14205). Произведена коррекция по углам

Так, при точности фиксации 1 с ошибка географической привязки составляет 7,5 км. Ошибка фиксации времени начала сеанса съёмки имеет случайный характер. Предельная ошибка определения угловой ориентации прибором БОКЗ-М — 45 угл. с или 175 м, что составляет 3,5 элемента разрешения прибора МСУ-50 или 1,7 элемента разрешения МСУ-100.

На рис. 9 представлено синтезированное спектрональное изображение (наложенное на основу Google Earth), полученное камерой МСУ-101 на сеансе 13 июня 2012 г., виток № 14205. При этом данные с ККВО отсутствовали. Среднее значение точности географической привязки в этом случае составило 15,5 км, а точность сведения спектральных каналов — 6,277 км (или 104 пиксела) (табл. 4).

Таблица 4. Точностные параметры трансформированных изображений МСУ-101 на витке № 14205

Способ построения изображения	Точность географической привязки данных		Точность сведения спектральных каналов МСУ	
	среднее значение ошибки, км (пиксел)	СКО, км (пиксел)	среднее значение ошибки, км (пиксел)	СКО, км (пиксел)
Полученные данные	15,5 (258,3)	5,877 (97,95)	6,277 (104,62)	3,937 (65,62)
Исправленные данные (коррекция по углам)	0,378 (6,3)	0,108 (1,8)	0,09 (1,5)	0,056 (0,937)

Была проведена коррекция по углам с построением нового файла геометрической калибровки. На рис. 10 представлено синтезированное спектрональное изображение, пересчитанное с использованием нового калибровочного файла. При этом точность географической привязки данных составила 378 м, точность сведения спектральных каналов 90 м (1,5 пиксела).

Выводы

Требуемая точность географической привязки пространственных данных комплекса многозональной спутниковой съёмки (КМСС), функционирующего на борту КА «Метеор-М» № 1, обеспечивается данными с навигационных приборов комплекса координатно-временного обеспечения (ККВО) КА — прибора звёздной ориентации (БОКЗ-М) и системы спутниковой навигации (АСН-М-М) КА «Метеор-М» № 1.

Повышение точности автоматической географической привязки видеоданных достигается использованием специально разработанного для этих целей программно-алгоритмического комплекса предварительной обработки видеоданных КМСС, в котором полученные сканерные изображения камер МСУ, с учётом данных ККВО, трансформируются в заданную картографическую проекцию, осуществляется географическая координатная привязка изображений, сведение спектральных каналов и синтез спектрональных изображений.

Проведённые оценки показывают, что точность сведения спектральных каналов приборов МСУ определяется элементом разрешения, точность географической привязки составляет около 350 м.

Указанные точности могут быть повышены путём синхронизации времени данных прибора астроориентации БОКЗ-М со временем начала сеанса съёмки телеметрической системой КМСС. Поскольку в данное время ошибка фиксации времени начала сеанса съёмки КМСС имеет случайный характер, то при точности фиксации 1 с ошибка географической привязки составляет 7,5 км. Предельная ошибка определения угловой ориентации прибором БОКЗ-М — 45 угл. с или 175 м, что составляет 3,5 элемента разрешения прибора МСУ-50 или 1,7 элемента разрешения МСУ-100.

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.

ACCURACY ESTIMATION OF SPATIAL DATA AUTOMATIC GRIDDING OF SATELLITE MULTIBAND IMAGING SYSTEM THROUGH THE FLIGHT OPERATION

T. V. Kondratieva, A. V. Nikitin, I. V. Polyanskiy

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

The problems of accuracy estimation of spatial data automatic gridding of the satellite multiband imaging system (KMSS) through the operation on the board of satellite Meteor-M N. 1 are discussed. The results of transforming the scanner images to the specified map projections, as well as the spectral channels binding and building multispectral images using the data of System for Coordinate and Clock Referencing (KKVO), which consist of star tracker (BOKZ-M) and Autonomous navigation system (ASN-M-M), are presented.

Keywords: Earth remote sensing instruments, multispectral scanner (MSU), Satellite Multiband Imaging System (KMSS), BOKZ-M (star tracker), ASN-M-M (autonomous navigation system), geometrical calibration, multispectral images, gridding, geocoding.

Kondratieva Tatiana Viktorovna — senior scientist, PhD, e-mail: kondratieva@yandex.ru.

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

Polansky Ivan Valerievich — leading constructor, PhD, e-mail: ivpolyan@yandex.ru.

ПОСТРОЕНИЕ ЦИФРОВОЙ МОДЕЛИ ОБЪЕКТА ПУТЁМ ЕГО СИНХРОННОЙ СЪЁМКИ ДВУМЯ КАМЕРАМИ С ФИКСИРОВАННЫМ БАЗИСОМ

А. В. Никитин

Федеральное государственное бюджетное учреждение науки
Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН), Москва

В работе рассматривается метод построения цифровой модели лунной поверхности с целью получения пространственных координат выбранных областей. Предполагается выполнить синхронную съёмку с фиксированного базиса с использованием лазерной установки. Приведён пример работы программного обеспечения, реализованного согласно приведённому алгоритму.

Ключевые слова: цифровая модель рельефа, элементы внутреннего ориентирования камеры, элементы внешнего ориентирования камер, тест-объект, лазерная установка.

ВВЕДЕНИЕ

В проекте ЛУНА-РЕСУРС установлены стереокамеры для проведения съёмки с лунного модуля после посадки и формирования цифровой модели подстилающей поверхности, которая позволит определить пространственные координаты целей манипулятора.

В настоящее время предлагается достаточно широкий спектр вариантов для решения задачи построения цифровой модели объекта. Для создания 3D-модели объекта существует много способов, основанных на лазерном сканировании (измерении дальностей до объекта). Недостатком данного способа является необходимость точного углового позиционирования лазера при сканировании, что ведёт к значительному удорожанию подобных устройств.

С целью построения цифровой модели объекта наземной съёмки предлагается использовать стереофотограмметрический способ (съёмка объекта с фиксированного базиса), широко применявшийся ранее в фототеодолитной съёмке.

Недостаток метода — необходимость трудоёмких камеральных работ на цифровых фотограмметрических станциях. При этом каждая точка поверхности рассматривается стереоскопически и обрисовывается в ручном режиме.

Для автоматизации указанного метода широко применяются различные преобразования изображений и корреляционные алгоритмы с целью выделения контурных точек и их отождествления на паре изображений. Однако при этом необходимо иметь достаточное количество контрастных объектов на снимаемой поверхности.

В настоящей работе для построения цифровой модели поверхности предлагается использовать стереофотограмметрический способ с лазерной подсветкой, суть которого состоит в синхронной съёмке поверхности, располагающейся перед двумя камерами, и построение её трёхмерного образа, т. е. вычисление пространственных координат точек в базисной системе координат, определяемой элементами взаимного ориентирования двух камер (рис. 1).

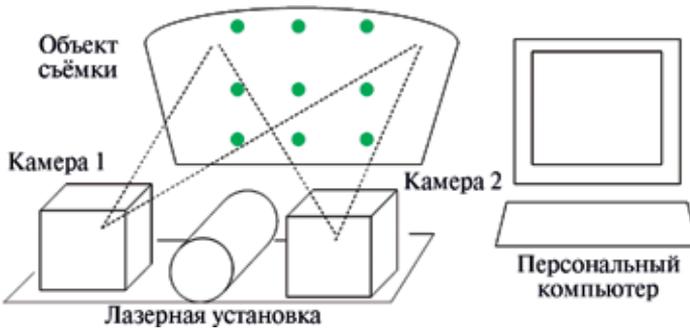


Рис. 1. Схема проведения съёмки объекта

Таким образом, необходимо вычислить координаты точек, принадлежащих объекту съёмки, измеряя их соответственные изображения на стереопаре снимков. В качестве точек поверхности предлагается использовать отражения от снимаемой поверхности светового пучка, формируемого лазерной установкой. При этом не требуется определять расстояния до объекта съёмки — достаточно их ярко подсветить.

На изображении получается сетка с примерно равномерным шагом, которая выглядит ярче снимаемой поверхности. Тогда задача сводится к методу порогового детектирования связанных областей на обоих изображениях и их отождествлению. Далее, используя формулы стереофотограмметрии и считая элементы внешнего ориентирования камер известными, определяем пространственные координаты точек по двум точкам, измеренным на снимках в автоматическом режиме.

Для точного вычисления пространственных координат необходимо выполнить калибровку системы из двух камер. Для этого производится съёмка регулярной сетки с целью измерения поля дисторсии и съёмка тест-объекта с точно известными размерами, по которому определяются элементы внешнего ориентирования камер.

ОСНОВНЫЕ ЭТАПЫ ПОСТРОЕНИЯ ЦИФРОВОЙ МОДЕЛИ ОБЪЕКТА

Цифровая модель объекта строится в несколько этапов:

- определение элементов внутреннего ориентирования камер по результатам съёмки звёзд;
- определение элементов внешнего ориентирования по результатам съёмки тест-объекта;
- формирование группы точек путём их проецирования лазерной указкой на объекте;
- проведение съёмки объектов двумя камерами и локализация их изображений;
- отождествление пар соответственных точек;
- определение координат модели для каждой соответственной точки методом прямой фотограмметрической засечки в системе координат объекта;
- преобразование левого изображения с целью исправления дисторсии при помощи средств OpenGL;

- трансформирование исправленного изображения в проекцию заданной цифровой модели при помощи средств OpenGL;
- формирование различных ракурсов просмотра реалистичной цифровой модели.

Рассмотрим каждый из этапов более подробно.

Определение элементов внутреннего ориентирования по результатам съёмки звёзд

Элементы внутреннего ориентирования камеры — фокусное расстояние и координата главной точки, а также поле дисторсии — могут быть определены по результатам съёмки ночного звёздного неба при больших значениях времени накопления (рис. 2).

Координаты центров звёзд x, y на ПЗС-матрице связаны с направляющими косинусами l, m, n звёзд через уравнения коллинеарности:

$$\left\{ \begin{array}{l} x = x_0 - f \frac{a_{11}l + a_{12}m + a_{13}n}{a_{31}l + a_{32}m + a_{33}n} + dx, \\ y = y_0 - f \frac{a_{21}l + a_{22}m + a_{23}n}{a_{31}l + a_{32}m + a_{33}n} + dy, \\ dx = \sum_{i=0}^n \sum_{j=0}^n k_x(i, j) \cdot x^i y^j, \\ dy = \sum_{i=0}^n \sum_{j=0}^n k_y(i, j) \cdot x^i y^j, \end{array} \right. \quad (1)$$

где f — фокусное расстояние; x_0, y_0 — координата главной точки; dx, dy — поправки на дисторсию; a_{ij} — элементы матрицы перехода A от второй экваториальной системы координат к внутренней системе координат камеры; $k_x(i, j), k_y(i, j)$ — коэффициенты полинома дисторсии.

Для всех звёзд на изображении составляется и решается система уравнений коллинеарности (1) относительно трёх углов, определяющих матрицу направляющих косинусов A и фокусное расстояние.

Для вычисления поправок на дисторсию используется свойство постоянства угловой скорости суточного вращения Земли. При этом все матрицы A в процессе наблюдения связаны между собой через проекцию оси вращения Земли, время и модуль угловой скорости.

При решении выполняется линеаризация и искомые параметры вычисляются методом последовательных приближений по способу наименьших квадратов.

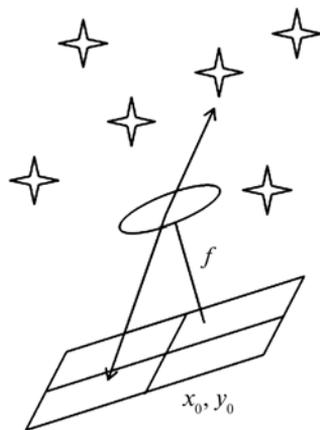


Рис. 2. Схема определения элементов внутреннего ориентирования камеры

Если камер несколько, то для их калибровки может быть использован принцип эталонной камеры, откалиброванной по звёздам. Выполнив съёмку узлов контрольной сетки эталонной и съёмочной камерой, можно уточнить элементы внутреннего ориентирования и полиномы дисторсии съёмочной камеры. В качестве контрольной сетки могут выступать монитор с выведенной регулярной сеткой и коллиматор.

Определение элементов внешнего ориентирования по результатам съёмки тест-объекта

К элементам внешнего ориентирования относятся матрица A и координаты центра съёмки каждой камеры. Для их определения может быть использован тест-объект, с предварительно измеренными координатами точек 1–8 (рис. 3).

Координаты тест-объекта связаны с координатами их изображений следующими соотношениями:

$$\left. \begin{aligned} x &= x_0 - f \frac{a_{11}(X - X_S) + a_{12}(Y - Y_S) + a_{13}(Z - Z_S)}{a_{31}(X - X_S) + a_{32}(Y - Y_S) + a_{33}(Z - Z_S)} + dx, \\ y &= y_0 - f \frac{a_{21}(X - X_S) + a_{22}(Y - Y_S) + a_{23}(Z - Z_S)}{a_{31}(X - X_S) + a_{32}(Y - Y_S) + a_{33}(Z - Z_S)} + dy, \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

где X, Y, Z — координаты точки тест-объекта; a_{ij} — элементы матрицы перехода от системы координат камеры к системе координат тест-объекта (A); X_S, Y_S, Z_S — координата центра съёмки в системе координат тест-объекта.

Для восьми точек тест-объекта составляется и решается система, содержащая 32 уравнения с двенадцатью неизвестными элементами внешнего ориентирования для каждой камеры. Эта система уравнений решается по способу наименьших квадратов методом последовательных приближений.

Формирование группы точек путём их проецирования лазерной указкой на объект съёмки

Съёмка выполняется двумя камерами синхронно после проецирования лазерной установки на объект (рис. 4).

Изображения считываются на персональный компьютер по интерфейсу USB. С помощью программного обеспечения выполняется предварительная обработка, выбирается порог отсечки, вычисляемый по формуле

$$T = M + 3\sigma, \quad (3)$$

где M — среднее значение яркости фона; σ — среднеквадратическое значение флуктуаций фона относительно средней яркости.

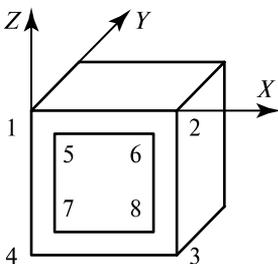


Рис. 3. Схематическое изображение тест-объекта

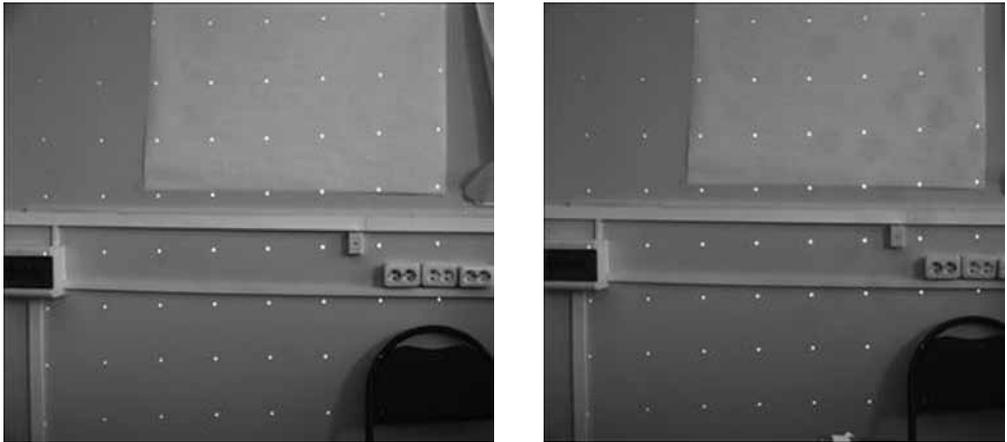


Рис. 4. Получение стереопары изображений регулярной сетки

Все связанные объекты, превышающие порог, образуют области, соответствующие изображениям узлов светящейся сетки, проецируемой на объект съёмки.

В итоге получается набор координат центров изображений узлов на каждом изображении.

Определение пары соответственных изображений узлов может быть достигнуто минимизацией евклидовой метрики между точкой первого изображения и всеми точками второго изображения:

$$R_i = \min \sqrt{(x_{1i} - x_{2j})^2 + (y_{1i} - y_{2j})^2}; \quad i = 1, \dots, n; \quad j = 1, \dots, m, \quad (4)$$

где x_{1i}, y_{1i} — координата центра изображения узла сетки на снимке первой камеры; x_{2i}, y_{2i} — координата центра изображения узла сетки на снимке второй камеры;

Так, для всех узлов сетки составляется таблица соответствия их координат, изображённых первой камерой, их координатам, изображённым второй камерой.

Определение координат модели для каждой соответственной точки методом прямой фотограмметрической засечки в системе координат объекта

Для изображения каждого узла сетки на двух снимках из таблицы соответствия получим две координаты: x_1, y_1 и x_2, y_2 . Направляющие косинусы векторов направлений на изображение узлов сетки с двух камер в их внутренних системах координат r_1 и r_2 (рис. 5) могут быть определены по формулам:

$$l_i = \frac{x_i - x_0}{\|\mathbf{r}_i\|}, \quad m_i = \frac{y_i - y_0}{\|\mathbf{r}_i\|}, \quad n_i = \frac{-f_i}{\|\mathbf{r}_i\|}. \quad (5)$$

Длина векторов направления на изображения представляется как

$$\|\mathbf{r}_i\| = \sqrt{(x_i - x_{0i})^2 + (y_i - y_{0i})^2 + f_i^2}, \quad i = 1, 2.$$

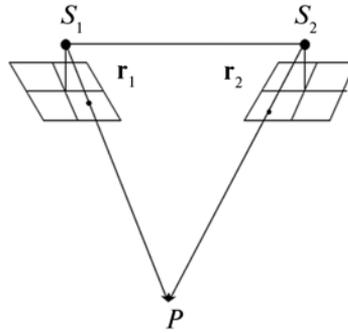


Рис. 5. Схема построения цифровой модели объекта

Перейдём к направляющим косинусам векторов из задних узловых точек объективов камер \$S_1\$ и \$S_2\$ на узлы сетки \$P\$ во внешней системе координат объекта.

$$\begin{pmatrix} l_i \\ m_i \\ n_i \end{pmatrix}_{об} = A_i \begin{pmatrix} l_i \\ m_i \\ n_i \end{pmatrix}_{вн}, \tag{6}$$

где \$A_i\$ — матрица направляющих косинусов внутренней системы координат во внешней системе координат.

Точка пересечения двух направлений \$P\$ во внешней системе координат даёт пространственное положение узлов цифровой модели объекта, подсвеченного сеткой лазера. Координаты точек цифровой модели объекта могут быть рассчитаны по формулам

$$\left. \begin{aligned} Z_P &= \frac{X_{S_2} - X_{S_1} - \frac{l_1}{n_1} Z_{S_1} + \frac{l_2}{n_2} Z_{S_2}}{\frac{l_2}{n_2} - \frac{l_1}{n_1}}, \\ X_P &= X_{S_1} + \frac{l_1}{n_1} (Z_P - Z_{S_1}), \\ Y_P &= Y_{S_1} + \frac{m_1}{n_1} (Z_P - Z_{S_1}), \end{aligned} \right\} \tag{7}$$

где \$X_{S_i}\$, \$Y_{S_i}\$, \$Z_{S_i}\$, — координаты центров съёмки в системе координат тест-объекта (\$i = 1, 2\$); \$X_P\$, \$Y_P\$, \$Z_P\$ — пространственные координаты точек поверхности объекта, отражающей узлы точек лазерного проектора; \$l_i\$, \$m_i\$, \$n_i\$ — направляющие косинусы векторов на изображения узлов в системе координат тест-объекта.

Для визуализации цифровой модели объекта можно воспользоваться средствами системы OpenGL, в которой задаются различные ракурсы отображения пространства.

Пространство отображается в заданном масштабе по координатам \$X\$, \$Y\$, \$Z\$, вычисленным при обработке.

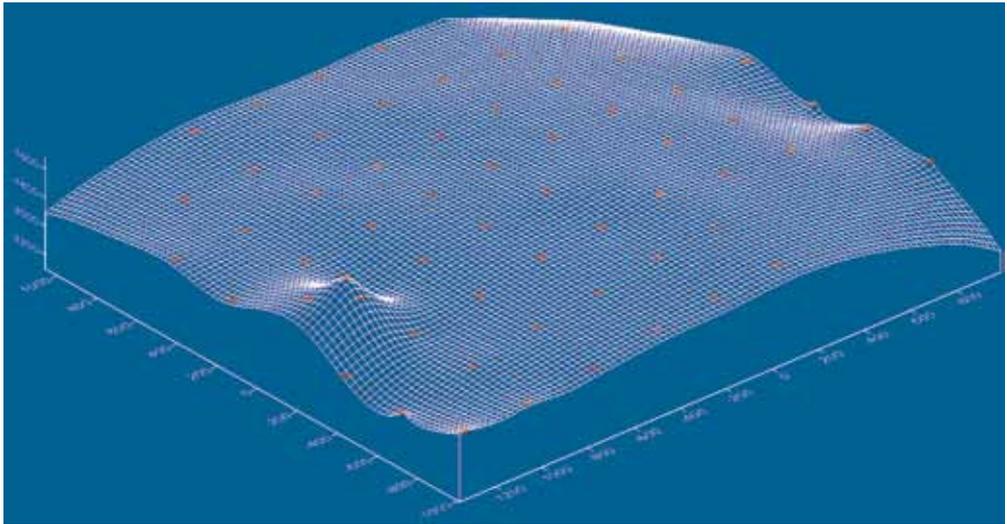


Рис. 6. Цифровая модель объекта съёмки

При отображении цифровой модели используется регулярная сетка, построенная в плоскости XU . Высота Z может быть получена путём билинейной интерполяции четырёх ближайших узлов сетки.

Пример построенной цифровой модели объекта съёмки представлен на рис. 6.

Существует также возможность исказить изображение с учётом рельефа поверхности. Плоское изображение в системе координат XU разбивается на квадратные области, в которых при отображении задаётся координата Z , интерполированная по точкам поверхности. Таким образом, получается фото-реалистичная цифровая модель поверхности.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработаны математический метод и программное обеспечение построения цифровой модели объекта

Программное обеспечение позволяет:

- выполнять локализацию, отождествлять соответственные точки на изображении;
- определять координаты точек модели по известным элементам внешнего и внутреннего ориентирования;
- исправлять дисторсию; формировать преобразованное изображение;
- по заданной цифровой модели исправлять изображение, полученное левой камерой;
- наносить координатную сетку и просматривать объект в различных ракурсах.

Предполагается использовать разработанное программно-алгоритмическое обеспечение для проведения обработки видеoinформации с камер проекта ЛУНА-РЕСУРС.

CONSTRUCT A DIGITAL MODEL OF OBJECT BY ITS SYNCHRONOUS SURVEYING WITH TWO CAMERAS DISPOSED ON A FIXED BASIS

A. V. Nikitin

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

This paper presented the method of constructing a digital model of the lunar surface in order to obtain the spatial coordinates of selected areas. It is expected to perform synchronous surveying with a fixed basis, using the laser system. An example of the software implemented according to the given algorithm is described.

Keywords: digital elevation model, interior orientation camera elements, exterior orientation cameras element, test object, the laser system.

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

КАМЕРА-СПЕКТРОМЕТР ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЙ МИНЕРАЛОГИЧЕСКОГО СОСТАВА ГРУНТА

А. Н. Липатов¹, А. П. Экономов¹, В. С. Макаров¹, Г. В. Захаркин²,
Д. Л. Богачёв⁴, Д. М. Румянцев³, С. А. Антоненко²

¹ Федеральное государственное бюджетное учреждение науки

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

² ЗАО СП «Интеррастро», Москва

³ Санкт-Петербургский национальный исследовательский университет
информационных технологий механики и оптики (НИУ ИТМО), Санкт-Петербург

⁴ ОАО «Научно-технический центр «Завод Ленинец», Санкт-Петербург

В статье представлены технические возможности оптоэлектронного прибора для исследования минералогического состава различных типов грунта. Получение минералогического состава и структуры реголита Луны было главной целью данной работы. Особое значение в этом эксперименте придавалось исследованию лежащих на поверхности отдельных камней в районе посадки лунного аппарата, которые являются интересным материалом для исследования внутренних слоёв коры спутника, так как они могли быть выброшены на поверхность с различной глубины во время падения метеоритов или вулканической деятельности в ранней истории Луны. Для решения поставленной задачи предлагается использовать совмещённый метод спектрального и импульсного люминесцентного анализа на основе одного детектора. Совмещённый метод позволяет с большей достоверностью идентифицировать минералогический состав грунта дистанционным методом. Такой метод даёт также высокую точность процентного содержания компонент минерала в грунте, что является важной характеристикой при исследовании истории происхождения Луны. В статье рассматриваются структура прибора в целом, его основные элементы и характеристики. Анализировались проблемы, которые встречались во время разработки прибора, и методы их устранения. Разрабатываемый прибор имеет возможности дальнейшего применения в других миссиях при решении аналогичных задач.

Ключевые слова: оптический спектрометр, интерференционные фильтры, оптическая матрица, люминесцентный анализ, минералогический состав.

ВВЕДЕНИЕ

Методы исследования минералогического состава грунта с помощью многополосного фотометра (или спектрометра) в видимом диапазоне [Бабушкин и др., 1962] и фотолюминесцентного анализа [Лившин, 1951] используются достаточно давно, как на Земле, так и в космосе. Тем не менее, для проведения исследования Луны совмещённый анализ не применялся. Минералогический состав полярных областей не был исследован посадочными аппаратами.

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

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

Экономов Алексей Павлович — старший научный сотрудник, кандидат физико-математических наук, e-mail: alekonomo@yandex.ru.

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

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

Богачёв Дмитрий Львович — инженер-оптик, e-mail: dmitry@mail.ru.

Румянцев Дмитрий Михайлович — директор УНПЦ «Руссар» НИУ ИТМО, e-mail: oda2606@yandex.com.

В текущих проектах ЛУНА-ГЛОБ и ЛУНА-РЕСУРС предполагается проведение таких исследований, для чего и разработан прибор, который позволяет в окружающем посадочный аппарат пространстве рассмотреть значительную часть поверхности (на сотни метров вокруг посадочной станции). При небольшом поле зрения прибора это достигается путём механической развёртки. Значительные участки окружающей поверхности могут быть подвергнуты исследованию прибором, а некоторые участки окружающего ландшафта, включая отдельно лежащие камни, расположенные вблизи (до 1...2 м), могут быть исследованы с очень высоким пространственным разрешением. В режиме люминесцентного анализа прибор обладает рядом особенностей. Как известно, люминесцентный анализ необычайно чувствителен. С его помощью можно обнаружить в пробе присутствие вещества с концентрацией $\sim 10\text{E}-10 \dots 10\text{E}-11$ г/г. Применение двух методов расширяет возможности прибора в целом, что позволяет с высокой вероятностью по полученным спектрам восстановить истинный минералогический состав исследуемого грунта.

Создание подобного прибора [Каралис, Корнеева, 1970] потребовало большого объёма исследований по изучению возможности совмещения обоих методов в одном устройстве и проведения отработки для космических миссий. Разработка программно-аппаратного комплекса, обеспечивающего работу прибора, предварялась теоретическими расчётами и моделированием по выбору оптимальных алгоритмов обработки и необходимых аппаратных средств. Алгоритмы обработки и возможности по их модификации тесно связаны с техническими требованиями, предъявляемыми аппаратуре космического исполнения.

АППАРАТНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПРИБОРА

В состав прибора входят оптическая головка (объектив, система ультрафиолетовой подсветки, детектор), устройство двухосной развёртки и устройства обработки и управления. На рис. 1 представлена общая схема прибора.

Главная задача аппаратной части прибора заключается в обеспечении качественного спектрального изображения исследуемого объекта. Получаемое спектральное изображение характеризуется дальностью видимости. Дальность определяет его качество и пространственное разрешение. В режиме работы по отражённому солнечному излучению качество спектрального изображения слабо зависит от дальности.

Оптическая головка камеры включает:

- объектив с постоянным фокусным расстоянием; формирует изображение в плоскости фотоприёмного устройства (ФПУ), соответствующее полю зрения $26 \times 26^\circ$;
- клиновой линейный фильтр, устанавливаемый перед входным окном ФПУ и ограничивающий поле зрения до $12 \times 26^\circ$;
- блок ФПУ с термоэлектрическим элементом Пельтье (ТЭО), выполняет функцию термостабилизации ФПУ для снижения уровня шума;
- гибко-жесткую плату контроллера ФПУ, состоящую из платы управления и платы фотоприёмника; в состав платы контроллера входит буферное ОЗУ для временного хранения кадров, полученных от ФПУ;

- модуль импульсной подсветки, выполненный на основе импульсного УФ-светодиода с оптическими элементами для обеспечения равномерного распределения энергии в телесном угле, чуть большем, чем поле зрения камеры.

Объектив имеет спектральный диапазон от 0,3 до 1,060 мкм, большую светосилу и высокую разрешающую способность. Для решения этой задачи в НИУ ИТМО был разработан и изготовлен принципиально новый объектив «ЛУНАР-1УФ». Силowymi компонентами этого объектива являются одиночные положительные линзы, а коррекционными элементами — два склеенных мениска и специально применённая близфокальная линза.

Из-за работы объектива в видимом, ближнем инфракрасном и ультрафиолетовом диапазонах хроматизм объектива исправляется сочетанием оптических материалов кварца и флюорита. При этом хроматические aberrации исправляются в диапазоне от $\lambda_1 = 0,3$ до $\lambda_2 = 1,06$ мкм с помощью двух склеенных менисков, где роль «флинтового» материала выполняет кварц марки КУ. Близфокальная линза исправляет остаточный астигматизм и кривизну поля изображения. Фокусное расстояние объектива составляет $F = 21,0$ мм, угол поля зрения — $2\omega = 37^\circ$, относительное отверстие $D:f = 1:2,4$, что свидетельствует об его большой светосиле. Освещённость изображения на краю его поля с учётом геометрического виньетирования составляет 0,73 % от освещённости в центре поля. Не велика и абсолютная дисторсия объектива — она не превышает 0,01 мм. Измеренная визуальная разрешающая способность объектива в видимом диапазоне приблизилась к 500 лин/мм, что обеспечивает хорошее пространственное разрешение. Оптическая схема объектива приведена на рис. 2, а полихроматическая частотно-контрастная характеристика — на рис. 3 (по оси ординат — коэффициент пропускания, по оси абсцисс — число линий на миллиметр).

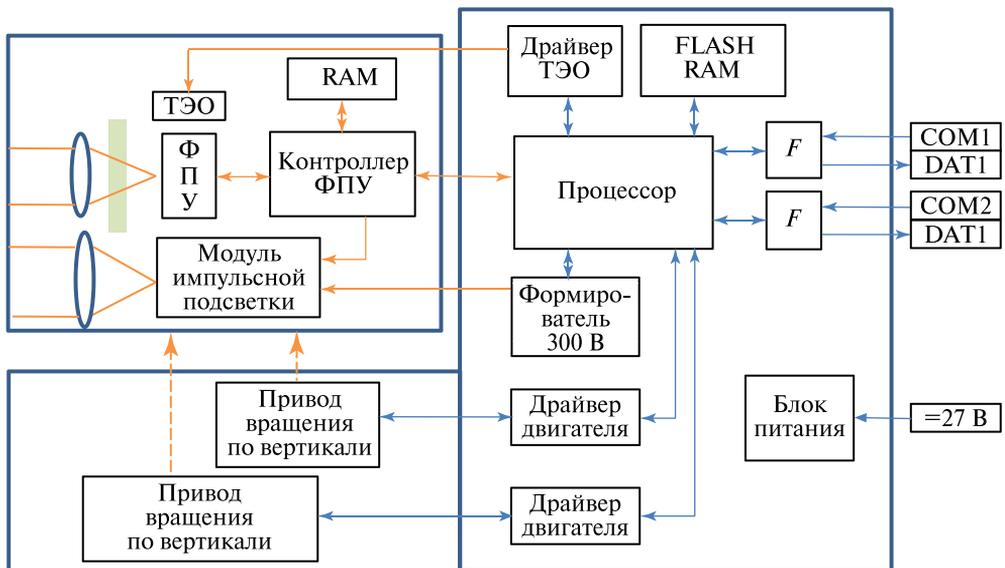


Рис. 1. Структурная схема прибора

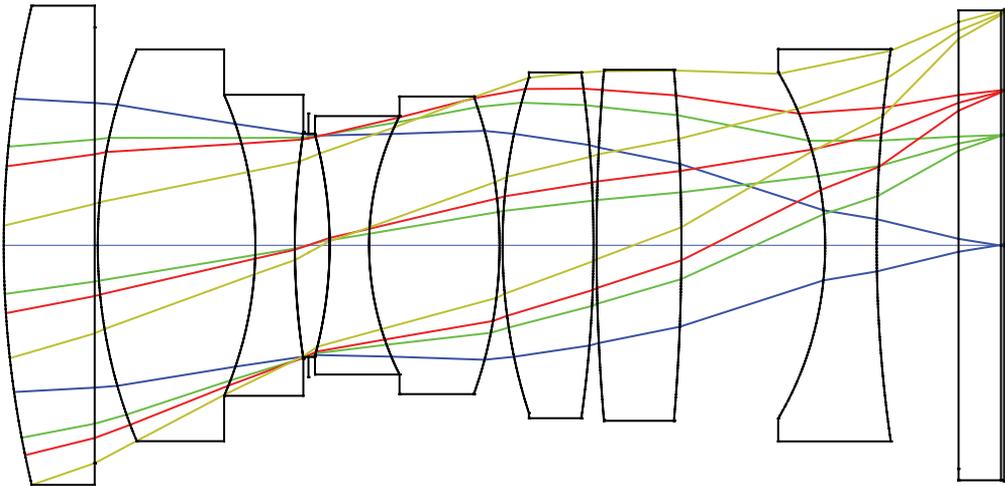


Рис. 2. Оптическая схема объектива «ЛУНАР-1УФ»

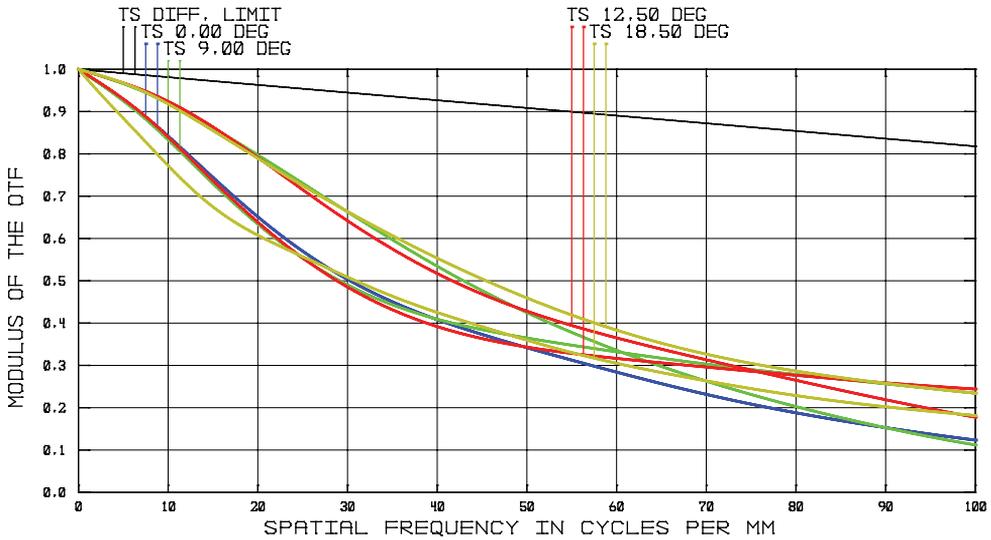


Рис. 3. Полихроматическая частотно-контрастная характеристика объектива

Особая сложность возникала с размещением фильтра на матрице, так как используется достаточно большое поле зрения системы — $12 \times 26^\circ$. Эффективная пропускная способность клиновидных интерференционных фильтров сильно зависит от угла падения лучей на их поверхность. Наилучшее качество достигается при перпендикулярном падении лучей. Помимо этого выходящие лучи из рядом находящихся фильтров с различной полосой пропускания перекрываются, что приводит к искажению сигнала в каждой полосе. Чем дальше от поверхности приёмной матрицы расположен фильтр, тем сильнее перекрытие. Поэтому фильтр располагался максимально близко к поверхности, не более двух размеров пиксела. Для решения задачи по допустимому углу падения лучей на фильтр были проведены необходимые расчёты. Определялась

зависимость параметров фильтра от угла падения для различных длин волн. В табл. 1 приведены теоретические расчёты параметров интерференционных систем, формирующих рабочую полосу пропускания линейно-переменных фильтров для углов падения излучения от 0 до 45°, с рабочим размером измеряемого пятна засветки на фильтре 6,5×0,015 мм и размерами световой зоны фильтра 14×6,5 мм.

Таблица 1. Теоретические расчёты параметров интерференционных систем

Угол падения излучения, град.	$\lambda_{\text{max зад}} = 0,42 \text{ мкм}$			$\lambda_{\text{max зад}} = 0,725 \text{ мкм}$			$\lambda_{\text{max зад}} = 1,04 \text{ мкм}$		
	λ_{max} , мкм	τ_{max} , %	$\Delta\lambda_{0,5}/\lambda_{\text{max}}$, %	λ_{max} , мкм	τ_{max} , %	$\Delta\lambda_{0,5}/\lambda_{\text{max}}$, %	λ_{max} , мкм	τ_{max} , %	$\Delta\lambda_{0,5}/\lambda_{\text{max}}$, %
0	0,417	86,1	1,92	0,722	93,3	1,76	1,036	94,5	1,73
5	0,416	86,1	1,92	0,720	93,4	1,76	1,034	94,4	1,73
10	0,414	86,0	1,92	0,717	93,3	1,76	1,029	94,4	1,73
15	0,411	85,9	1,93	0,711	93,3	1,76	1,021	94,4	1,73
20	0,407	85,7	1,94	0,704	93,1	1,77	1,010	94,3	1,74
25	0,401	85,1	1,98	0,694	92,8	1,78	0,996	94,1	1,74
30	0,395	84,0	2,01	0,682	92,1	1,80	0,980	93,7	1,75
35	0,387	82,3	2,08	0,669	90,8	1,86	0,961	92,9	1,79
40	0,379	79,7	2,18	0,655	88,8	1,94	0,940	91,4	1,86
45	0,370	76,2	2,41	0,640	85,7	2,15	0,918	88,9	2,05

Поскольку каждая зона фильтра со своей длиной волны имеет угловой размер около 0,5°, понятно, что смещением центральной волны можно пренебречь или учесть его при калибровке, а пропускная способность полосового фильтра меняется незначительно.

Котроллер ФПУ, собранный на программируемой логической матрице (FPGA), представляет собой цифровой автомат, который формирует необходимые последовательности сигналов для запуска импульсного ультрафиолетового источника, получения кадров изображения от ФПУ с сохранением их в буферном ОЗУ и управления работой термоэлектрического элемента объектива (ТЭО).

Котроллер имеет оперативную память (ОЗУ) для промежуточного хранения считываемого изображения, а всё управление размещено на отдельном модуле. Такое разделение необходимо для снижения жёсткости жгута между оптической головкой и системой управления, так как оптическая головка размещена на подвижной двухосной платформе. Снижение числа управляющих сигналов потребовало размещения памяти в оптической головке, что позволяет отделить процесс съёмки спектрограмм от их обработки.

Конструктивно источник ультрафиолетового излучения связан с оптической головкой. Поле излучения источника должно совпадать с полем зрения объектива или быть чуть большим. Совмещение полей обеспечивается точностью изготовления конструктивных элементов. В качестве источника используются два ультрафиолетовых светодиода, которые включаются одновременно. Концентрация излучения светодиода обеспечивается несложной оптикой.

В состав оставшейся части прибора (см. рис. 1) входят:

- модуль в виде платы, на которой расположена вся электроника, включая процессор и блок питания;
- привод вращения оптической головки прибора по горизонтали, обеспечивающий установку оптической оси с ошибкой не более $(6 \text{ град}/1024) \pm 20$ угл. с в пределах угла поля зрения по горизонтали $\pm 70^\circ$;
- привод вращения оптической головки прибора по вертикали, обеспечивающий установку оптической оси с ошибкой не более $(5 \text{ град}/1024) \pm 20$ угл. с в пределах угла поля зрения по вертикали $\pm 25^\circ$.

Функционально узел двухосной платформы выделен на рис. 1, но конструктивно он связан с модулем управления камеры. Двухосная платформа представляет собой раму с двумя приводами. На выходах редукторов устанавливаются червячные пары, чтобы жёстко фиксировать положение оптической головки. В приборе применены привод фирмы Махон и червячная пара специальной разработки для согласования угла поворота с полем зрения камеры.

Сигналы управляющих драйверов для двигателей приводов формируются с помощью двух таймеров, каждый из которых содержит три 16-разрядных счётчика. Таймеры вырабатывают трёхфазные сигналы управления. Фаза сигналов определяется по импульсам от встроенных в двигатели датчиков Холла. Для определения крайних положений поворотной платформы прибора выделено 4 входа в аналого-цифровом преобразователе (АЦП), которые могут быть подключены к концевым датчикам Холла или к микросхемам, измеряющим ток потребления двигателей, для установки платформы вплотную к упору. Эти усложнения конструкции обусловлены тем, что для качественной съёмки панорамы желательно обеспечить точность позиционирования платформы не хуже ± 20 угл. с.

Функциональная схема узла процессора приведена на рис. 4.

Узел процессора построен на базе микросхемы ATSAM3N, производимой фирмой ATMEL. Данная микросхема представляет собой однокристалльный микропроцессор с 32-разрядным ядром CORTEX-M3, работающим на частоте 48 МГц. Имеет ОЗУ (RAM) ёмкостью 24 КБ и ПЗУ (Flash) — ёмкостью 256 КБ. Микросхема включает два таймера — А и В. Все порты URT и SPI подключены к согласующим последовательным интерфейсам RS-485. Через шину данных PIO подключена внешняя Flash-память ёмкостью 1 ГБ. Распределение внутренних ресурсов микросхемы производится при инициализации системы.

В качестве энергонезависимой памяти применена микросхема MT29F8G08ABABA фирмы Micron, представляющая собой NAND Flash-память, выполненную по SLC-технологии со стандартным (ONFI) 8-разрядным интерфейсом управления.

Микросхема имеет следующую организацию хранения данных:

- 8-битная страница размером $4096 + 224$ Б;
- блок, состоящий из 128 страниц $(512 + 28$ К);
- 2 плана по 1024 блока.

Общая ёмкость микросхемы — 8 Гбит. Минимальное время операции асинхронного ввода-вывода составляет 25 нс, что соответствует возможной

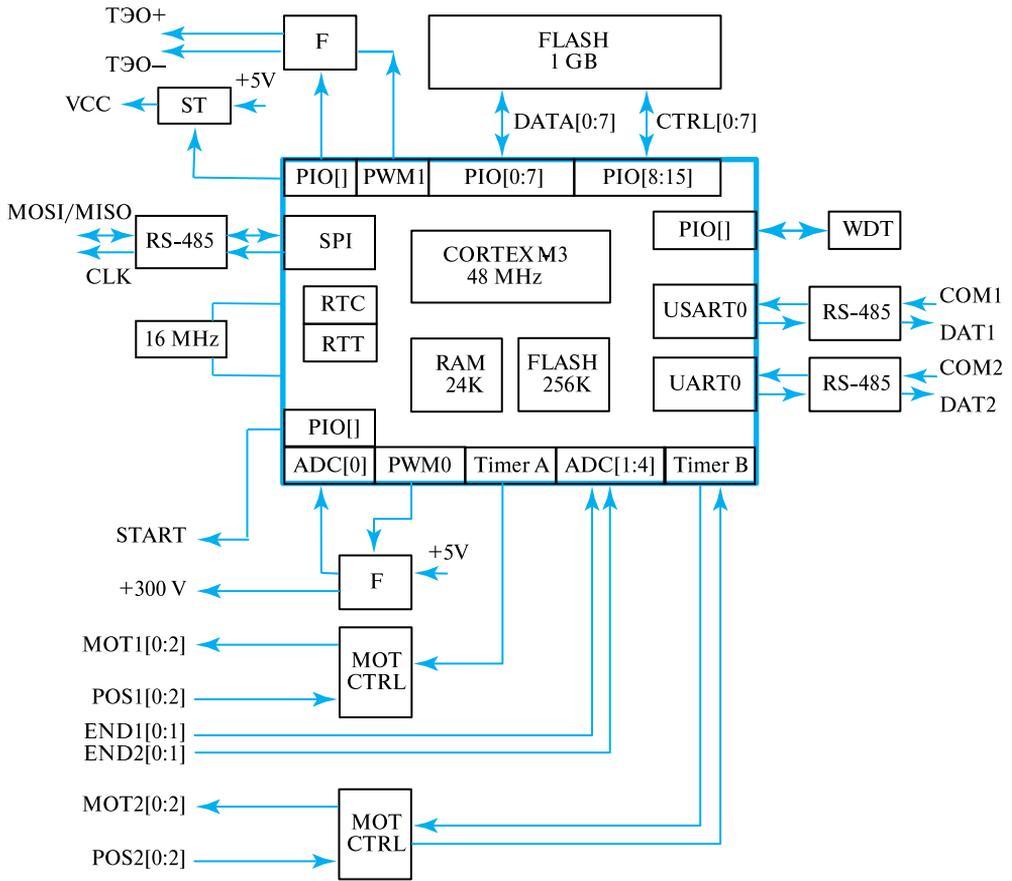


Рис. 4. Функциональная схема узла процессора

частоте изменения выходной цепи при выполнении процессором команд изменения бита. Для доступа к микросхеме памяти она подключена к контроллеру параллельного ввода-вывода (PIO) процессора. Управляющие сигналы формируются программно. Ожидаемое время записи или чтения байта составляет 200 нс.

Оптическая головка подключена к контроллеру SPI процессора с помощью интерфейса в виде двух дифференциальных каналов RS-485. При включении питания камеры загружается конфигурация ПЛИС-прибора, для этой операции по каналам передаются два сигнала — CLK и MOSI. Данные конфигурации передаются из встроенной Flash-памяти процессора с использованием контроллера прямого доступа к памяти (PDC). При завершении загрузки конфигурации процессор продолжает работу в режиме “Master”, ПЛИС принимает команды и переключает приёмопередатчик RS-485 (цепи MOSI/MISO) в режим передачи сигналов к процессору при выполнении команды чтения данных. Данные принимаются во встроенную память процессора (RAM) по строкам видеозображения в режиме канала прямого доступа. Скорость передачи данных (0,2...48 Мбит/с) определяется настройками контроллера SPI.

ПРОГРАММНО-АЛГОРИТМИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПРИБОРА

Алгоритмы прибора предназначены для решения следующих задач:

- съёмка полной панорамы в трёх спектральных полосах: синей (460...590 нм), зелёной (570...665 нм), красной (660...780 нм));
- съёмка спектра отражённого солнечного излучения по 50 спектральным диапазонам (от 278 до 1020 нм и шагом 12 нм) для фрагмента $X \times Y^\circ$;
- съёмка спектра люминесценции, вызванной вспышкой импульсной УФ-лампы по 50 спектральным диапазонам для фрагмента $X \times Y^\circ$.

Одиночный кадр изображения, получаемого прибором, можно представить в виде множества полос, каждая из которых соответствует своему спектральному диапазону. На рис. 5 представлена такая конфигурация. В реальности каждому пространственному полю зрения будут соответствовать 50 одиночных кадров. Число 50 определяется числом спектральных полос на клиновом фильтре.

Одиночный кадр спектра состоит из $50 \times 20 \times 330$ пикселей. Взаимная ошибка наложения отдельных кадров по горизонтали не превышает одного пикселя. Совмещение по вертикали может быть осуществлено с большей ошибкой. Размер одиночного кадра, при необходимости, по вертикали и горизонтали может меняться в зависимости от размера изучаемого объекта. Таким образом, один спектр будет состоять из 50 одиночных кадров в заданном пространственном угле. Непараллельность спектральных полос фильтра и строк ФПУ выравнивается с точностью в 1 пиксел. Механизм перемещения по горизонтали обеспечивает установку оси камеры с точностью, также не превышающей угловой размер пикселя. Матрица развёрнута так, чтобы строки были расположены по вертикали, тогда номер строки определяет спектральный диапазон. Расчёт параметров работы прибора в режиме съёмки панорамы приведён в табл. 2. Во время съёмки панорамы данные будут суммироваться в окне 4×4 пикселя в пределах спектральной полосы и сохраняться в памяти в виде набора сжатых спектральных полос. Такой режим сжатия информации необходим для получения RGB-панорамного изображения размером $140 \times 54^\circ$, для чего необходимо будет осуществить бортовую обработку по суммированию спектральных полос всех спектров.

Таблица 2. Параметры съёмки панорамы

Размер спектральной полосы, строк камеры	20
Число спектральных полос в кадре	50
Поле зрения камеры по горизонтали, град	26
Поле зрения камеры по вертикали, град	12
Размер панорамы по горизонтали, град	140
Размер панорамы по вертикали, град	54
Объём данных для записи за 1 шаг, байт	16384
Время записи в Flash-память, мс	1,2
Объём данных панорамы для размещения во Flash-память, МБ	587,202560
Время съёмки 1 шага спектра, мс	40
Время съёмки панорамы, мин	26

Режим съёмки спектров во время проведения люминесцентного анализа аналогичен, но без суммирования 4×4 пиксела. Перед съёмкой единичного кадра будет включаться УФ-вспышка. Время задержки между окончанием вспышки и съёмкой одиночного кадра не более 1 мкс. Съёмка одиночного кадра будет многократно повторяться, чтобы улучшить соотношение сигнал/шум. Количество повторных вспышек определяется расстоянием до исследуемого объекта.

Важной основой разработки алгоритмов работы прибора считается аналитическая формализация по выбору объектов для съёмки спектров на поверхности Луны. Этими объектами являются лежащие на поверхности фрагменты породы. Такой автоматический выбор необходимо будет контролировать с Земли по получаемым данным.

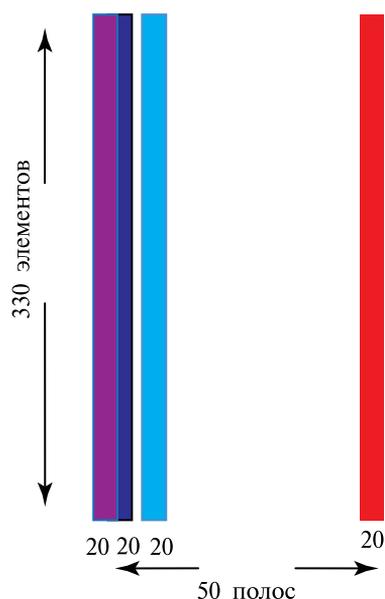


Рис. 5. Конфигурация одиночного кадра

ЛИТЕРАТУРА

- [Бабушкин и др. 1962] *Бабушкин А. А., Бажулин П. А., Королёв Ф. А., Лившин Л. В., Прокофьев В. К., Стриганов А. Р.* Методы спектрального анализа. М.: Изд-во МГУ, 1962.
- [Лившин, 1951] *Лившин В. Л.* Фотолюминесценция жидких и твёрдых веществ. М.-Л.: Гостехиздат, 1951.
- [Каралис, Корнеева, 1970] *Каралис В. Н., Корнеева Э. А.* Аппаратура для флуоресцентного анализа. М.: Наука, 1970.

THE CAMERA THE SPECTROMETER FOR RESEARCHES OF MINERALOGICAL COMPOSITION OF SOIL

*A. N. Lipatov*¹, *A. P. Economov*¹, *V. S. Makarov*¹, *G. V. Zakharkin*²,
*D. L. Bogachyov*⁴, *D. M. Rumyantsev*³, *S. A. Antonenko*²

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

² JSC JVs Interastros, Moscow

³ St. Petersburg National Research University of Information Technologies of Mechanics and Optics (NRU ITMO), St. Petersburg

⁴ OAS "Scientific and Technological Center Leninets Plant", St. Petersburg

Technical capabilities of the opto-electronic device are presented in article for research mineralogical structure of various types of soil. Receiving mineralogical structure and structure of regolith of the Moon was a main goal of this work. Special significance in this work was attached to research of separate stones lying on a surface around landing of the lunar device which are an interesting material for research of inside layers of bark of the satellite as they

could be thrown out on a surface from various depth during falling of meteorites or volcanic activity in early history of the satellite. For the solution of an objective it is offered to use the combined method spectral and pulse luminescent analyses on the basis of one detector. The combined method allows to identify with bigger reliability mineralogical composition of soil a remote method. Such method gives as high precision of percentage a mineral component in soil that is the important characteristic at research of history of an origin of the Moon. In article the device structure as a whole, its basic elements and characteristics is considered. Problems which met during development of the device and as they were eliminated are considered. The developed device has possibilities of further application in other missions at the solution of similar tasks.

Keywords: optical spectrometer, interferential filters, optical matrix, luminescent analysis, mineralogical structure.

Lipatov Alexander Nikolaevich — the leading researcher, PhD (physical and mathematical sciences), e-mail: slip@iki.rssi.ru.

Makarov Vladislav Sergeevich — the leading expert, e-mail: vmakarov@mx.iki.rssi.ru.

Ekonomov Alexey Pavlovich — the leading researcher, PhD (physical and mathematical sciences), e-mail: alekonomo@yandex.ru.

Antonenko Sergey Anatolyevich — a leading spetsialist, e-mail: eslab@mail.ru.

Zakharkin Gennady Vladimirovich — a leading spetsialist, e-mail: eslab@mail.ru.

Bogachyov Dmitry Lvovich — engineer-optik, e-mail: dmitry@mail.ru.

Rumyantsev Dmitry Mikhaylovich — director, e-mail: eslab@mail.ru.

АНАЛИЗ ВИДИМОСТИ ЛИНИИ ГОРИЗОНТА ПРИ РАЗЛИЧНЫХ УСЛОВИЯХ НАБЛЮДЕНИЯ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ ОПТИЧЕСКОЙ НАВИГАЦИИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

В. А. Гришин

Федеральное государственное бюджетное учреждение науки
Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН), Москва

Визирование (наблюдение) линии горизонта может быть использовано для создания навигационных систем летательных аппаратов, когда требуется высокая устойчивость к попыткам подавления средств навигации. Навигационные системы такого типа в настоящее время разрабатываются для робототехнических систем, перемещающихся по поверхности Земли или иных планет. Навигационные системы на основе визирования линии горизонта для авиационного применения сейчас находятся в стадии исследований. Проблема состоит в том, что необходимо надёжно обнаруживать линию горизонта на очень больших расстояниях. В статье анализируется видимость линии горизонта при различных условиях наблюдения.

Ключевые слова: изображение линии горизонта, профилометрическая информация, корреляционно-экстремальные методы навигации, построители местной вертикали.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время наблюдается активизация исследований в области навигационных систем повышенной устойчивости к преднамеренным помехам. В частности, Агентство перспективных оборонных исследований (DARPA), США, объявило конкурс на создание комплексированных навигационных систем, способных функционировать как при наличии информации от GPS-приёмника, так и при её отсутствии [ASPN, 2012].

Спутниковые навигационные системы (GPS, ГЛОНАСС и др.) весьма уязвимы к различным классам помех. Имеется возможность блокирования работы навигационных приёмников на площадях порядка десятков — сотен тысяч квадратных километров. Технические средства, необходимые для этого, весьма доступны и недороги. Более того, сейчас имеются технологии создания ошибки измерения координат, формируемой по заданному закону. Есть некоторые основания предполагать, что новейший секретный беспилотный летательный аппарат (ЛА) RQ-170 был потерян американцами в Иране под воздействием именно таких имитирующих помех, которые обеспечили успешную посадку ЛА на территории Ирана.

Существенное повышение устойчивости бортовых приёмников к искусственным помехам вполне возможно, но это недопустимо ухудшает массогабаритные характеристики навигационных приёмников и поэтому реально не используется. Таким образом, парадокс заключается в том, что системы, разрабатывавшиеся как военные, оказываются неадекватными именно для

этой области применения. Наиболее адекватное применение этих систем — информационное обеспечение туристов, систем управления общественным транспортом, мониторинга движения грузов, координатной привязки различных стационарных объектов и т. д.

ВОЗМОЖНЫЕ МЕТОДЫ РЕШЕНИЯ НАВИГАЦИОННОЙ ЗАДАЧИ С ПОМОЩЬЮ ОПТИЧЕСКИХ СРЕДСТВ НАВИГАЦИИ

Оптические средства навигации можно отнести к обширному классу корреляционно-экстремальных навигационных систем. Системы этого типа активно используются уже порядка полувека.

Звёздные навигационные системы. Высокой устойчивостью к искусственным помехам обладают, в частности, звёздные навигационные системы. Хорошие показатели всесуточности и всепогодности для таких систем обеспечиваются при достаточно большой высоте полёта, при которой основные слои облаков находятся ниже высоты полёта ЛА, а также существенно уменьшается влияние рассеивания света в атмосфере. При этом фактором, ограничивающим точность таких систем, является точность определения местной вертикали, которая обычно рассчитывается по информации, поступающей от инерциальной навигационной системы. Инерциальные навигационные системы при отсутствии коррекции с течением времени накапливают ошибки. По этой причине заманчиво использовать оптический датчик горизонта для высокоточного определения местной вертикали. Исследовательские работы в этом направлении ведутся, например, в Optical Physics Company, Калифорния (<http://opci.com/ocns.htm>). Опытные образцы таких приборов планируется изготовить в 2014–2016 гг.

Для повышения точности расчёта местной вертикали целесообразно использовать профилометрическую информацию о поверхности Земли. В работах [Gupta, Brennan, 2008a, b] используется изображение линии горизонта и цифровая карта профиля местности для коррекции ошибок угловой ориентации инерциальной навигационной системы, установленной на автомобиле. Однако точность указанной коррекции совершенно недостаточна для высокоточной навигации. Кроме того, при установке системы технического зрения на борт ЛА расстояние до линии горизонта оказывается приблизительно на два порядка больше, что существенно затрудняет её визирование.

Аналогичные системы навигации могут быть использованы и для обеспечения надёжности решения навигационной задачи спутниками, осуществляющими высокоточную съёмку заданных объектов с высоким разрешением с целью повышения устойчивости измерения текущих координат к искусственным помехам систем ГЛОНАСС и GPS.

Профилометрические навигационные системы. При наличии информации о профиле поверхности можно осуществлять навигацию и при отсутствии видимости звёздного неба. Для этого видимая форма горизонта сопоставляется с той формой, которая будет видна при наблюдении из точки с известными координатами. Рассчитав видимый профиль горизонта для некоторой сетки, покрывающей область неопределённости положения ЛА в пространстве, можно из условия максимальной степени сходств определить текущее положение объекта. В частности, в работах [Thompson et al., 1993; Rushant, Spacek,

1998] описаны результаты исследований в этой области. Здесь также рассматривается случай навигации наземных мобильных объектов.

Навигация в окрестности Луны и Марса. Кратко отметим важность решения навигационных задач в окрестности указанных объектов Солнечной системы. Многие страны планируют существенную активизацию исследований Луны. Это связано с перспективами её промышленного освоения. Не снимаются с повестки дня и исследования Марса. В обоих случаях требования к точности навигации будут расти. Отсутствие атмосферы на Луне и весьма слабая атмосфера на Марсе существенно облегчает создание оптических навигационных систем. Карты профиля поверхности для них имеют горизонтальное разрешение 50...100 м, вертикальное разрешение — 0,1...1 м [Carle et al., 2010]. В работах [Talluri, Aggarwal, 1993; Cozman et al., 2000; Oiri, Nagatani, 2010] рассмотрена возможность навигации по изображению линии горизонта для планетарных роверов. В этом случае расстояние до линии горизонта также сравнительно невелико.

ЦЕЛЬ ИССЛЕДОВАНИЙ

Целью исследований является оценка ограничений, накладываемых атмосферой Земли на возможности использования оптических навигационных систем. Для оценки надёжности измерений местной вертикали были произведены расчёты контраста линии горизонта при различных условиях наблюдения (направление визирования, время суток) для средних широт.

В работе не рассматриваются проблемы конструктивной реализации блока датчиков, вопросы учёта атмосферной турбулентности, рефракции и ряд других вопросов.

АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ АЛЬБЕДО И ВЫСОТЫ ПОЛЁТА

Поскольку на контраст изображения линии горизонта существенное влияние оказывает отражательная способность земной поверхности, рассмотрим влияние этого фактора. Альbedo поверхности Земли изменяется от величин, меньших 0,1 (например — поверхность океана), до величин, близких к 1 (свежевыпавший снег). Следует также отметить, что величина альbedo многих естественных объектов значительно изменяется в зависимости от длины волны излучения.

Контраст линии горизонта рассчитывался для 36 значений азимута (с шагом 10°) и 24 значений времени суток (с шагом 1 ч). Таким образом, для каждого набора параметров производилось $24 \times 36 = 864$ расчёта. Все расчёты выполнены с помощью программы MODTRAN для диапазона частот 710...28 580 см^{-1} . Это соответствует диапазону длин волн 0,35...14,08 мкм. На графиках (рис. 1–5) представлены зависимости в интервале 0,35...6 мкм, поскольку вне этого интервала контраст линии горизонта менее 1%. Это обусловлено тем, что при длинах волн, превышающих 3 мкм, всё больше начинает сказываться собственное тепловое излучение аэрозольных частиц атмосферы. Это излучение является помехой, уменьшающей контраст линии горизонта.

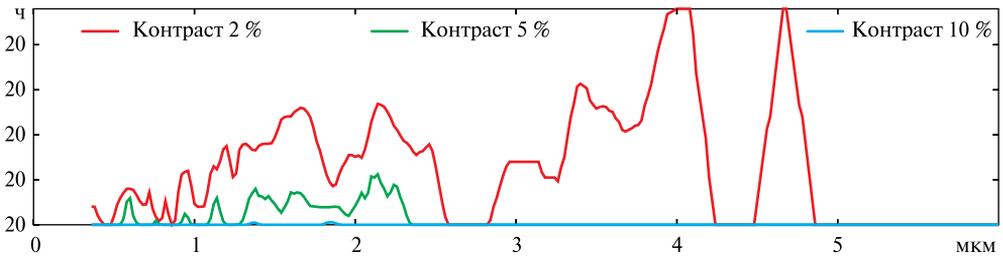


Рис. 1. Контраст линии горизонта для альbedo, равного 0,1

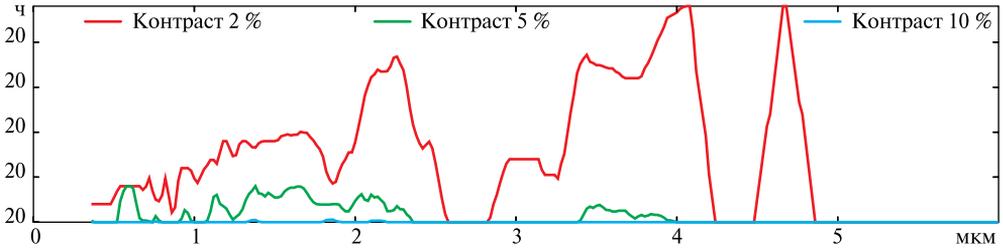


Рис. 2. Контраст линии горизонта для альbedo, равного 0,3

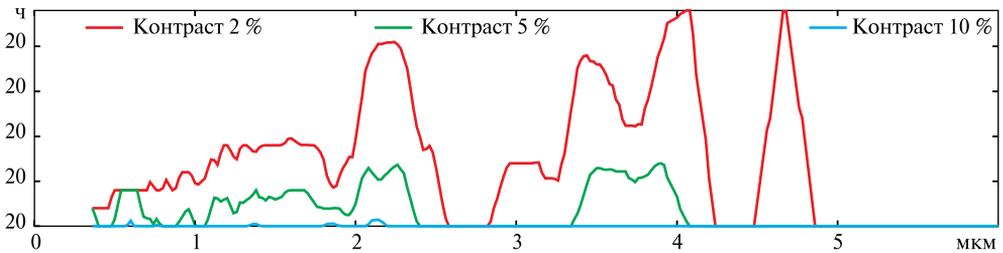


Рис. 3. Контраст линии горизонта для альbedo, равного 0,5

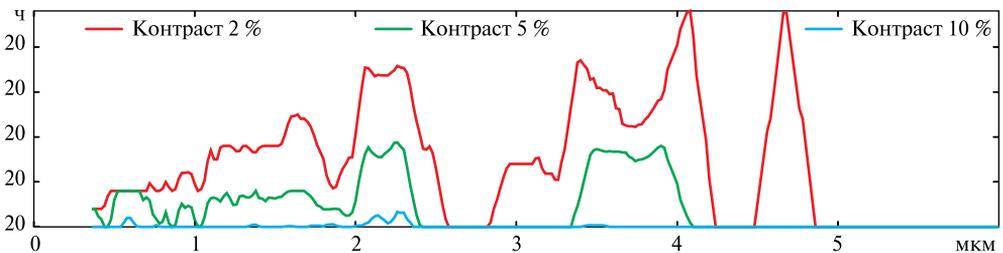


Рис. 4. Контраст линии горизонта для альbedo, равного 0,7

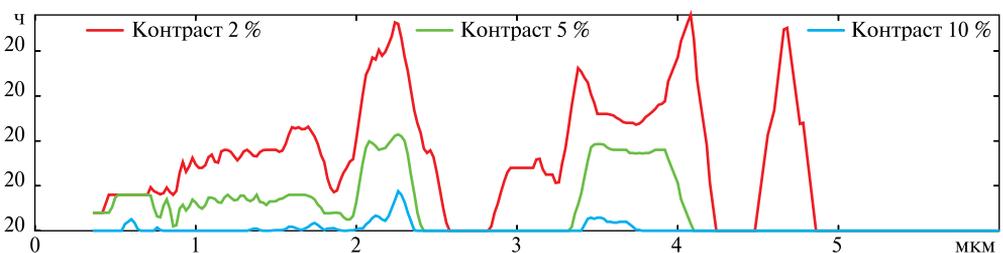


Рис. 5. Контраст линии горизонта для альbedo, равного 0,9

По горизонтальной оси графиков отложена длина волны в микрометрах, по вертикальной оси — суммарная длительность времени, в часах, в течение которого не менее 80 % длины линии горизонта наблюдается с величиной контраста, превышающей пороговое значение. В качестве пороговых значений заданы величины контраста, равные 2; 5 и 10 %. Все расчёты выполнены для случаев отсутствия тумана, облаков и дождя. По картам облачности такие условия наблюдения для очень длительных перелётов (более 10 000 км) могут иметь место приблизительно для 50 % времени полёта.

Известно, что пороговое значение контраста для человеческого глаза несколько менее 2 %. Для фотоприёмников пороговое значение контраста может быть существенно меньше. На этом основаны разнообразные телевизионные системы улучшения видения. Однако в таких системах значительную роль начинают играть разброс чувствительности пикселей и их темнового тока, а также эффективность калибровки и компенсации этого разброса.

Графики контраста линии горизонта (см. рис. 1–5) рассчитаны для значений альбедо, равных 0,1; 0,3; 0,5; 0,7; 0,9 и высоты полёта 10 км (расстояние до линии горизонта 357 км). На такой высоте уже возможно достаточно надёжное наблюдение звёздного неба.

Результат получился достаточно интересным. Даже при столь малых альбедо как 0,1 контраст линии горизонта оказывается приемлемым. Таким образом, можно сделать вывод, что, хотя вариации альбедо поверхности Земли, безусловно, влияют на контраст линии горизонта, это влияние не оказывается катастрофическим. Даже при наблюдении океана возможно обнаружение линии горизонта, хотя в этом случае условия наблюдения оказываются наименее благоприятными. Далее для определённости будем использовать в расчётах значение альбедо, равное 0,5.

Все предыдущие расчёты были сделаны для средних широт, сезонов весна — лето. Проведён расчёт также для осени — зимы (рис. 6).

Как следует из графиков, для осени-зимы видимость линии горизонта существенно ухудшается. Это связано с уменьшением концентрации аэрозольных частиц в воздухе осенью и зимой.

Рассмотрим, как влияет высота полёта на условия наблюдения линии горизонта. На рис. 7 приведён график видимости горизонта для высоты полёта 300 км (расстояние до линии горизонта — 1978 км), сезон: весна — лето.

Поскольку основная масса аэрозолей располагается на высотах менее 10 км, условия наблюдения в этом случае, по крайней мере, не хуже, чем для высоты 10 км (ср. с рис. 3). Более того, в связи с тем, что рассеивающая среда находится сравнительно далеко от наблюдателя, условия наблюдения заметно улучшаются.

Сделаем расчёты для высот, меньших 10 км. На рис. 8 приведён график контраста линии горизонта для высоты полёта 1 км (расстояние до линии горизонта 112,9 км).

Как следует из графика, в этом случае условия наблюдения горизонта хуже, чем для высот 10 и 300 км. Это обусловлено повышенным уровнем рассеянного атмосферой излучения в связи с тем, что наблюдатель находится в области достаточно высокой концентрации аэрозольных частиц, т. е. этот фактор оказывает более существенное влияние, чем даже сокращение длины оптической трассы и соответствующее уменьшение затухания излучения в атмосфере.

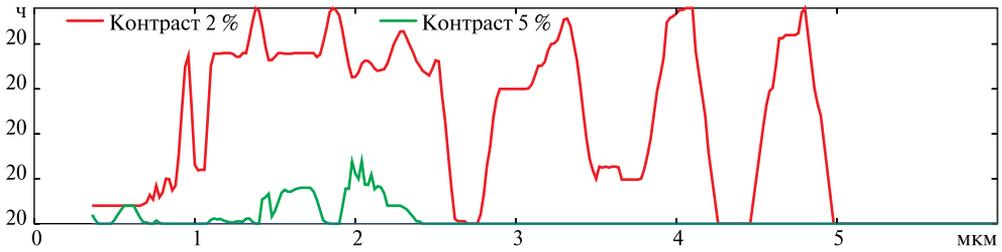


Рис. 6. Контраст линии горизонта для осени — зимы

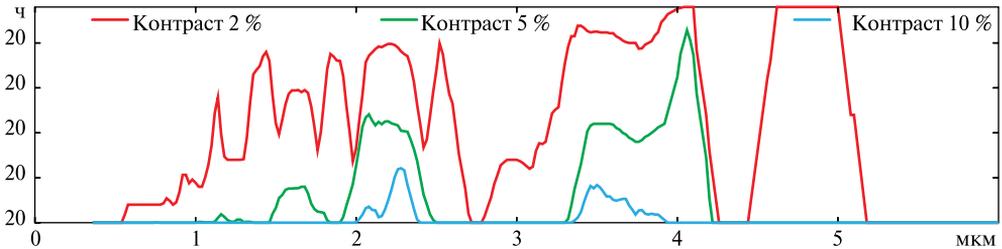


Рис. 7. Контраст линии горизонта для высоты полёта, равной 300 км

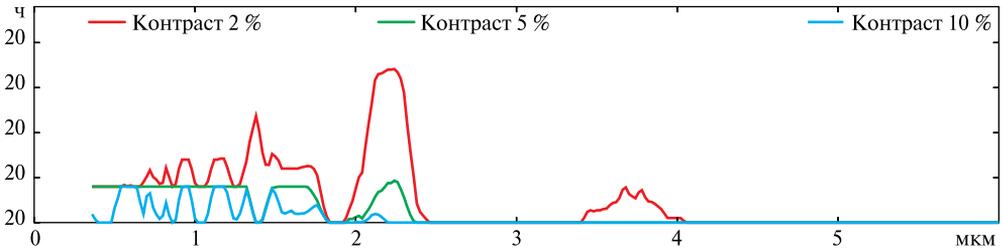


Рис. 8. Контраст линии горизонта для высоты полёта, равной 1 км

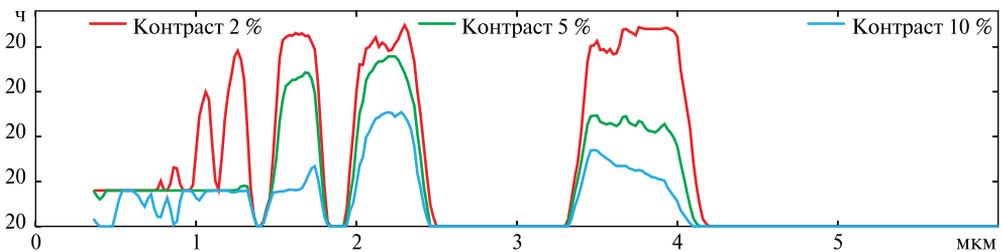


Рис. 9. Контраст линии горизонта для высоты полёта, равной 0,1 км

На рис. 9 приведён график видимости линии горизонта для высоты полёта 0,1 км (расстояние до линии горизонта — 35,7 км).

Как следует из графика, при высоте полёта 0,1 км влияние уменьшения длины оптической трассы проявляется весьма заметно. Условия наблюдения линии горизонта существенно улучшаются. Очевидно, что на меньших высотах (соответствующих, например, мобильным системам, перемещающимся по поверхности Земли), условия наблюдения линии горизонта будут ещё лучше.

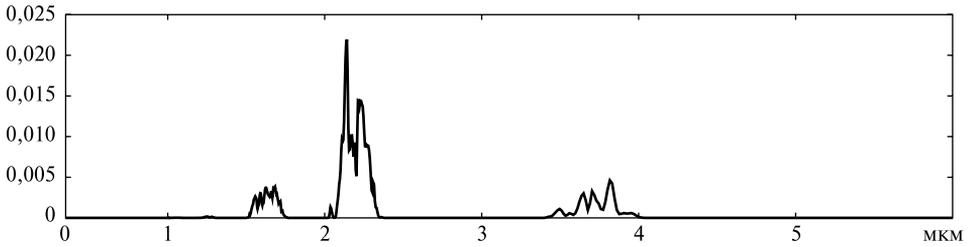


Рис. 10. Коэффициент пропускания атмосферы в зависимости от длины волны для высоты 300 км

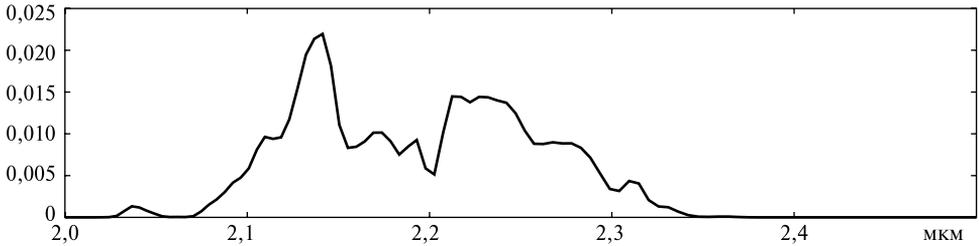


Рис. 11. Коэффициент пропускания атмосферы в зависимости от длины волны для высоты 300 км в интервале длин волн 2...2,5 мкм

Определим диапазон длин волн, наиболее подходящий для наблюдения линии горизонта. Для этого будем использовать графики пропускания излучения. На рис. 10 приведён график изменения коэффициента пропускания атмосферы для высоты 300 км (наиболее тяжёлый случай) в зависимости от длины волны.

Из графика можно сделать вывод, что атмосфера наибольшей прозрачностью обладает в интервале длин волн приблизительно от 2 до 2,5 мкм. График коэффициента пропускания для этого интервала приведён на рис. 11. Именно этот диапазон целесообразно использовать для наблюдения линии горизонта с точки зрения минимизации потери излучения в атмосфере. Что касается оптимального диапазона длин волн для наблюдения линии горизонта на Луне и Марсе, то этот вопрос заслуживает отдельного анализа.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Результаты расчётов показывают принципиальную возможность создания навигационных систем, работающих с использованием изображения линии горизонта. Однако необходимо учитывать, что для интервала высот 1...300 км величины контраста могут быть сопоставимы с погрешностью расчёта. Вероятно, по этой причине Optical Physics Company, расположенная в Калифорнии, (<http://opci.com/ocns.htm>), планирует проведение экспериментальных исследований по набору статистики видимости горизонта, расположив датчик горизонта на достаточно высокой горной вершине.

Работа выполнена при частичной поддержке РФФИ (проект № 12-08-00863-а).

ЛИТЕРАТУРА

- [ASPN, 2012] All Source Positioning and Navigation (ASPN), Phase 2 // Broad Agency Announcement. Strategic technology office. DARPA-BAA-12-45. June 11, 2012.
- [Carle et al., 2010] *Carle P.J.F., Furgale P.T., Barfoot T.D.* Long-Range Rover Localization by Matching LIDAR Scans to Orbital Elevation Maps // *J. Field Robotics*. 2010. N. 27(3). P. 344–370.
- [Cozman et al., 2000] *Cozman A., Krotkov E., Guestrin C.* Outdoor Visual Position Estimation for Planetary Rovers // *Autonomous Robots* 2000. N. 9. C. 135–150.
- [Gupta, Brennan, 2008a] *Gupta V., Brennan S.* Vehicle State Estimation Using Vision and Inertial Measurements // 5th IFAC Symposium on Advances in Automotive Control. Aug. 19–22, 2007.
- [Gupta, Brennan, 2008b] *Gupta V., Brennan S.* Terrain-Based Vehicle Orientation Estimation Combining Vision and Inertial Measurements // *J. Field Robotics*. 2008. 25(3). P. 181–202.
- [Oiri, Nagatani, 2010] *Oiri A., Nagatani K.* Global positioning for Planetary Rovers based on Panoramic Skyline Image // *Proc. 2010 JSME Conference on Robotics and Mechatronics, Japan*, 2010.
- [Rushant, Spacek, 1998] *Rushant K., Spacek L.* An Autonomous Vehicle Navigation System using Panoramic Machine Vision Techniques // *Proc. International Symposium on Intelligent Robotic Systems, SIRS98*, 1998.
- [Talluri, Aggarwal, 1993] *Talluri R., Aggarwal J.* Image/Map Correspondence for Mobile Robot Self-Location Using Computer Graphics // *IEEE Trans. PAMI. Special Issue on 3D Modeling in Image Analysis and Synthesis*. 1993. V. 15. N. 6. P. 597–601.
- [Tompson et al., 1993] *Tompson W., Henderson T., Colvin T., Dick L., Valiquette C.* Vision-Based Localization // *DARPA Image Understanding Workshop*. Maryland, April 1993. P. 491–498.

HORIZON LINE VISIBILITY ANALYSIS ON DIFFERENT OBSERVATION CONDITION FOR THE TASK OF OPTICAL NAVIGATION FOR AIRCRAFT

V. A. Grishin

Space Research Institute of Russian Academy of Science (IKI RAN), Moscow

Observation of a horizon line can be used for development of aircraft navigation systems. These navigation systems are characterized by very high robustness to jamming and spoofing. Such navigation systems are developed for autonomous ground vehicles and planetary rovers. Horizon line observation based navigation systems for aircraft are in investigation stage at present. The problem is reliable detection of the horizon line on very large distances. The results of horizon line visibility calculation are presented for different observation conditions in this article.

Keywords: horizon line image, digital elevation maps, correlation-extremal navigation systems, Earth sensors.

АЛГОРИТМ СИСТЕМЫ ТЕХНИЧЕСКОГО ЗРЕНИЯ ПОСАДОЧНОГО МОДУЛЯ

В. Г. Бондарев

Ставропольский технологический институт сервиса (филиал)
Государственного бюджетного образовательного учреждения высшего
профессионального образования «Южно-Российский государственный
университет экономики и сервиса», Ставрополь

В статье предложен алгоритм аналитического слежения за точкой посадки, которая может быть видна только в один момент времени и не доступна для наблюдения на всём этапе посадки.

По контрастным точкам в окрестности желаемой точки посадки оценивается степень волнистости, а при наличии на борту курсовертикали — горизонтальности поверхности, что позволяет в процессе посадки принимать решение о её возможности. Результаты измерений могут быть использованы для обеспечения управляемого спуска в заданную точку посадки.

Ключевые слова: система технического зрения, курсовертикаль, цифровая фотокамера, фоточувствительная матрица, посадочный модуль.

Одной из актуальных задач навигации космического аппарата является задача выбора района посадки и обеспечения автоматического управления на этапе снижения посадочного модуля. Аналогичная задача возникает в результате анализа работы систем прицеливания, для которых существует проблема неустойчивости режима захвата и сопровождения целей. Следствием этой проблемы является недостаточная эффективность боевых авиационных комплексов. Цель исследований — разработка подхода к решению этих задач.

Системы технического зрения (СТЗ), которые совмещают уникальную многофункциональность и высокие метрологические характеристики, представляют собой наиболее целесообразный измерительный инструмент для решения задач автоматического управления движением подвижных объектов в различных условиях их применения.

Осуществление непилотируемых межпланетных полётов предполагает решение задачи автономного выбора места посадки. Качество выполнения этой задачи в значительной степени определяет результат всей миссии. В зависимости от целей полёта и характера поверхности планеты могут применяться различные методы выбора места посадки. Так, например, для посадки на Фобос предполагались использование построения карты неоднородности поверхности и автономный выбор места посадки — наиболее ровной площадки размером порядка 10 м.

Вычислительно более простой подход основан на анализе фотометрической неоднородности поверхности. Однако для посадки на сильно каменистой поверхности Марса последний подход скорее всего не пригоден.

Эти примеры показывают, что другие способы выбора места посадки актуальны.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ КООРДИНАТ НЕПОДВИЖНОЙ МЕРЦАЮЩЕЙ ТОЧКИ ПОВЕРХНОСТИ

Задача определения координат неподвижной мерцающей точки поверхности возникла как результат анализа работы систем прицеливания, для которых существует проблема неустойчивости режима захвата и сопровождения мало-контрастных целей с непостоянной видимостью. Следствием этой проблемы является недостаточная эффективность боевых авиационных комплексов.

Пусть система технического зрения с идеальным размещением телекамер установлена на посадочном модуле и с обоих блоков снимаются изображения поверхности, на которой расположена точка посадки. Поскольку процесс захвата и сопровождения точки посадки, а также обеспечения автоматического управления полётом не должен нарушаться даже кратковременным исчезновением точки посадки, аналитическое определение её координат, в случае исчезновения из поля зрения телекамер, и замена измеренных координат вычисленными обеспечит непрерывность процесса захват — сопровождение — управление.

Пусть обработкой изображений поверхности на фоточувствительных матрицах обеих телекамер находятся три оптически контрастные точки M_2, M_3, M_4 , не лежащие на одной прямой (в дальнейшем они будут играть роль привязки к Земле), относительно которых определяются координаты точки посадки. В окрестности точек привязки находится оптически контрастная точка M_1 — точка посадки. Если хотя бы в один момент времени все четыре точки идентифицируются на изображениях земной поверхности, снимаемых с фоточувствительных матриц, решается геометрическая задача определения координат точки M_1 относительно точек M_2, M_3, M_4 , когда точка посадки исчезает с изображений (например: по причине неудовлетворительных метеоусловий; перекрытия элементами рельефа местности, строениями), её новые координаты в системе координат, связанной с посадочным модулем, определяются по новым координатам точек привязки в предположении, что точка посадки M_1 не изменила своего положения относительно точек M_2, M_3, M_4 , которые должны быть видимы в течение всего процесса определения положения точки посадки.

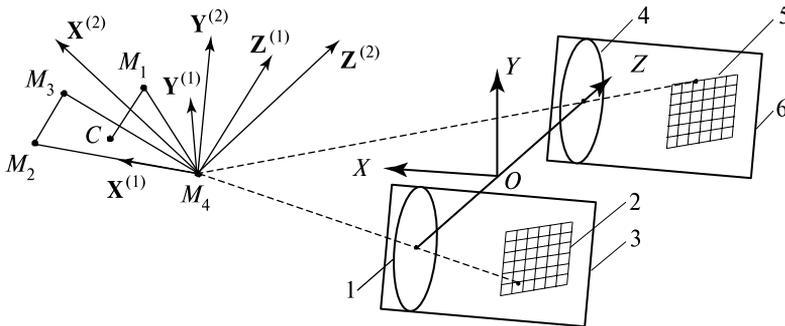


Схема измерения координат мерцающей точки: 1 — фотообъектив первой телекамеры; 2 — фоточувствительная матрица первой телекамеры; 3 — первая телекамера; 4 — фотообъектив второй телекамеры; 5 — фоточувствительная матрица второй телекамеры; 6 — вторая телекамера

Рассмотрим геометрические соотношения, описывающие процесс измерения координат точки M_1 при исчезновении её на изображениях земной поверхности после первого измерения по координатам идентичных точек M_2, M_3, M_4 .

На рисунке показано расположение элементов телекамер, системы координат $OXYZ$, связанной с летательным аппаратом, системы координат $X^{(1)}Y^{(1)}Z^{(1)}$, связанной с тремя точками M_2, M_3, M_4 на земной поверхности (начало координат совпадает с точкой M_4 , ось $X^{(1)}$ — с прямой M_4M_2 , ось $Z^{(1)}$ — с нормалью к плоскости $M_2M_3M_4$, ось $Y^{(1)}$ лежит в плоскости $M_2M_3M_4$ и образует правую систему координат).

Пусть в два последовательных момента времени с помощью СТЗ измеряются координаты точек M_2, M_3, M_4 . Необходимо определить координаты точки M_1 во второй момент времени, считая её координаты в первый момент времени известными.

Координаты точек $M_{\sigma v}$ определим посредством соотношений

$$X_{M_{\sigma v}} = F \left(\frac{B}{Z_{2\sigma v} - Z_{1\sigma v}} + 1 \right), \quad Y_{M_{\sigma v}} = Y_{1\sigma v} \frac{B}{Z_{2\sigma v} - Z_{1\sigma v}}, \quad Z_{M_{\sigma v}} = \frac{B}{2} \frac{Z_{2\sigma v} + Z_{1\sigma v}}{Z_{2\sigma v} - Z_{1\sigma v}}, \quad (1)$$

где $Y_{\lambda\sigma v}, Z_{\lambda\sigma v}$ — координаты изображения точки на первой и второй фоточувствительных матрицах; $\lambda = 1, 2$ — номер фоточувствительной матрицы; $\sigma = 1, 2, \dots$ — номер момента времени; $v = 1..4$ — номер точки $M_{\sigma v}$; B — расстояние между центрами фоточувствительных матриц; F — фокусное расстояние объективов телекамер.

Определим вектор CM_1 , образованный следом (точка C) точки M_1 на плоскости M_2, M_3, M_4 и самой точкой M_1 .

Вектор нормали \overline{N}_σ (в σ момент времени) к плоскости M_2, M_3, M_4 найдём как произведение векторов M_2M_3 и M_3M_4

$$\overline{N}_\sigma = \begin{vmatrix} i_\sigma & j_\sigma & k_\sigma \\ X_{M_{\sigma 2}} - X_{M_{\sigma 3}} & Y_{M_{\sigma 2}} - Y_{M_{\sigma 3}} & Z_{M_{\sigma 2}} - Z_{M_{\sigma 3}} \\ X_{M_{\sigma 3}} - X_{M_{\sigma 4}} & Y_{M_{\sigma 3}} - Y_{M_{\sigma 4}} & Z_{M_{\sigma 3}} - Z_{M_{\sigma 4}} \end{vmatrix}, \quad (2)$$

где $i_\sigma, j_\sigma, k_\sigma$ — орты связанной системы координат.

Длина вектора CM_1 определяется как проекция вектора M_1M_4 на единичный вектор нормали $\overline{N}_\sigma / N_\sigma$ и выражается через скалярное произведение, причём это необходимо выполнять на интервале времени, пока точка M_1 видна — $\sigma = 1, \dots, \zeta$:

$$|CM_1| = \frac{\overline{N}_\sigma}{N_\sigma} \cdot \overline{M_1M_4} = \frac{N_{\sigma x} (X_{M_{\sigma 1}} - X_{M_{\sigma 4}}) + N_{\sigma y} (Y_{M_{\sigma 1}} - Y_{M_{\sigma 4}}) + N_{\sigma z} (Z_{M_{\sigma 1}} - Z_{M_{\sigma 4}})}{N_\sigma}, \quad (3)$$

где координаты вектора нормали \overline{N}_σ и его модуль N_σ в момент времени σ выражаются следующим образом:

$$N_{\sigma x} = (Y_{M_{\sigma 2}} - Y_{M_{\sigma 3}})(Z_{M_{\sigma 3}} - Z_{M_{\sigma 4}}) - (Z_{M_{\sigma 2}} - Z_{M_{\sigma 3}})(Y_{M_{\sigma 3}} - Y_{M_{\sigma 4}}),$$

$$N_{oy} = (Z_{M_{\sigma 2}} - Z_{M_{\sigma 3}})(X_{M_{\sigma 3}} - X_{M_{\sigma 4}}) - (X_{M_{\sigma 2}} - X_{M_{\sigma 3}})(Z_{M_{\sigma 3}} - Z_{M_{\sigma 4}}),$$

$$N_{\sigma z} = (X_{M_{\sigma 2}} - X_{M_{\sigma 3}})(Y_{M_{\sigma 3}} - Y_{M_{\sigma 4}}) - (Y_{M_{\sigma 2}} - Y_{M_{\sigma 3}})(X_{M_{\sigma 3}} - X_{M_{\sigma 4}}),$$

$$N_{\sigma} = \sqrt{N_{\sigma x}^2 + N_{\sigma y}^2 + N_{\sigma z}^2}.$$

Выразим единичные орты системы координат $X^{(1)}Y^{(1)}Z^{(1)}$ в момент времени σ с номером σ

$$i_{\sigma}^{(1)} = \frac{(X_{M_{\sigma 2}} - X_{M_{\sigma 4}})i_{\sigma} + (Y_{M_{\sigma 2}} - Y_{M_{\sigma 4}})j_{\sigma} + (Z_{M_{\sigma 2}} - Z_{M_{\sigma 4}})k_{\sigma}}{M_2 M_4}, \quad (4)$$

$$j_{\sigma}^{(1)} = \frac{\overline{N}_{\sigma}}{N_{\sigma}} = \frac{N_{\sigma x}i_{\sigma} + N_{\sigma y}j_{\sigma} + N_{\sigma z}k_{\sigma}}{N_{\sigma}}, \quad (5)$$

где $M_2 M_4 = \sqrt{(X_{M_{\sigma 2}} - X_{M_{\sigma 4}})^2 + (Y_{M_{\sigma 2}} - Y_{M_{\sigma 4}})^2 + (Z_{M_{\sigma 2}} - Z_{M_{\sigma 4}})^2}$,

$$\begin{aligned} k_{\sigma}^{(1)} = i_{\sigma}^{(1)} \times j_{\sigma}^{(1)} &= \frac{1}{N_{\sigma} \cdot M_2 M_4} \begin{vmatrix} i_{\sigma} & j_{\sigma} & k_{\sigma} \\ X_{M_{\sigma 2}} - X_{M_{\sigma 4}} & Y_{M_{\sigma 2}} - Y_{M_{\sigma 4}} & Z_{M_{\sigma 2}} - Z_{M_{\sigma 4}} \\ N_{\sigma x} & N_{\sigma y} & N_{\sigma z} \end{vmatrix} = \\ &= i_{\sigma} \frac{(Y_{M_{\sigma 2}} - Y_{M_{\sigma 4}})N_{\sigma z} - (Z_{M_{\sigma 2}} - Z_{M_{\sigma 4}})N_{\sigma y}}{N_{\sigma} \cdot M_2 M_4} + \\ &+ j_{\sigma} \frac{(Z_{M_{\sigma 2}} - Z_{M_{\sigma 4}})N_{\sigma x} - (X_{M_{\sigma 2}} - X_{M_{\sigma 4}})N_{\sigma z}}{N_{\sigma} \cdot M_2 M_4} + \\ &+ k_{\sigma} \frac{(X_{M_{\sigma 2}} - X_{M_{\sigma 4}})N_{\sigma y} - (Y_{M_{\sigma 2}} - Y_{M_{\sigma 4}})N_{\sigma x}}{N_{\sigma} \cdot M_2 M_4}. \end{aligned} \quad (6)$$

Неизменные во времени координаты точки M_1 в момент времени σ в системе $X^{(1)}Y^{(1)}Z^{(1)}$ найдём как проекции вектора $M_1 M_4$, измеренные в момент времени $\sigma = \zeta$ (последний момент времени, когда точка M_1 была наблюдаема), на орты $i_{\sigma}^{(1)}$, $j_{\sigma}^{(1)}$, $k_{\sigma}^{(1)}$:

$$\begin{aligned} X_{M_{\sigma 1}}^{(1)} &= i_{\sigma}^{(1)} \cdot \overline{M_1 M_4} = \\ &= \frac{\left[(X_{M_{\sigma 2}} - X_{M_{\sigma 4}})(X_{M_{\sigma 1}} - X_{M_{\sigma 4}}) + (Y_{M_{\sigma 2}} - Y_{M_{\sigma 4}})(Y_{M_{\sigma 1}} - Y_{M_{\sigma 4}}) + \right. \\ &\quad \left. + (Z_{M_{\sigma 2}} - Z_{M_{\sigma 4}})(Z_{M_{\sigma 1}} - Z_{M_{\sigma 4}}) \right]}{M_2 M_4}, \end{aligned} \quad (7)$$

$$Y_{M_{\sigma 1}}^{(1)} = j_{\sigma}^{(1)} \cdot \overline{M_1 M_4} = \frac{\left[N_{\sigma x}(X_{M_{\sigma 1}} - X_{M_{\sigma 4}}) + N_{\sigma y}(X_{M_{\sigma 1}} - X_{M_{\sigma 4}}) + \right. \\ \left. + N_{\sigma z}(X_{M_{\sigma 1}} - X_{M_{\sigma 4}}) \right]}{N_{\sigma}}, \quad (8)$$

$$\begin{aligned}
 Z_{M_{\sigma 1}}^{(1)} = k_{\sigma}^{(1)} \cdot \overline{M_1 M_4} = & \frac{\left[\left(Y_{M_{\sigma 2}} - Y_{M_{\sigma 4}} \right) N_{\sigma z} - \left(Z_{M_{\sigma 2}} - Z_{M_{\sigma 4}} \right) N_{\sigma y} \right] \left(X_{M_{\sigma 1}} - X_{M_{\sigma 4}} \right)}{N_{\sigma} \cdot M_2 M_4} + \\
 & + \frac{\left[\left(Z_{M_{\sigma 2}} - Z_{M_{\sigma 4}} \right) N_{\sigma x} - \left(X_{M_{\sigma 2}} - X_{M_{\sigma 4}} \right) N_{\sigma z} \right] \left(Y_{M_{\sigma 1}} - Y_{M_{\sigma 4}} \right)}{N_{\sigma} \cdot M_2 M_4} + \\
 & + \frac{\left[\left(X_{M_{\sigma 2}} - X_{M_{\sigma 4}} \right) N_{\sigma y} - \left(Y_{M_{\sigma 2}} - Y_{M_{\sigma 4}} \right) N_{\sigma x} \right] \left(Z_{M_{\sigma 1}} - Z_{M_{\sigma 4}} \right)}{N_{\sigma} \cdot M_2 M_4}. \quad (9)
 \end{aligned}$$

Для определения координат точки M_1 в системе XYZ в момент времени σ суммируем с вектором M_4 , измеренным в системе XYZ в момент времени σ , вектор $M_1 M_4$ в момент времени $\sigma = \zeta$, при этом учтём, что его координаты в системе $X^{(1)} Y^{(1)} Z^{(1)}$ неизменны:

$$\overline{M_1} = \overline{M_4} + \left(X_{M_{\sigma 1}}^{(1)} - X_{M_{\sigma 4}}^{(1)} \right) i_{\sigma}^{(1)} + \left(Y_{M_{\sigma 1}}^{(1)} - Y_{M_{\sigma 4}}^{(1)} \right) j_{\sigma}^{(1)} + \left(Z_{M_{\sigma 1}}^{(1)} - Z_{M_{\sigma 4}}^{(1)} \right) k_{\sigma}^{(1)}.$$

Проецируя этот вектор на орты системы координат $X^{(1)} Y^{(1)} Z^{(1)}$ в момент времени σ , получим его координаты

$$X_{M_{\sigma 1}} = X_{M_{\sigma 4}} + \left[\left(X_{M_{\sigma 1}}^{(1)} - X_{M_{\sigma 4}}^{(1)} \right) i_{\sigma}^{(1)} + \left(Y_{M_{\sigma 1}}^{(1)} - Y_{M_{\sigma 4}}^{(1)} \right) j_{\sigma}^{(1)} + \left(Z_{M_{\sigma 1}}^{(1)} - Z_{M_{\sigma 4}}^{(1)} \right) k_{\sigma}^{(1)} \right] i_{\sigma}, \quad (10)$$

$$Y_{M_{\sigma 1}} = Y_{M_{\sigma 4}} + \left[\left(X_{M_{\sigma 1}}^{(1)} - X_{M_{\sigma 4}}^{(1)} \right) i_{\sigma}^{(1)} + \left(Y_{M_{\sigma 1}}^{(1)} - Y_{M_{\sigma 4}}^{(1)} \right) j_{\sigma}^{(1)} + \left(Z_{M_{\sigma 1}}^{(1)} - Z_{M_{\sigma 4}}^{(1)} \right) k_{\sigma}^{(1)} \right] j_{\sigma}, \quad (11)$$

$$Z_{M_{\sigma 1}} = Z_{M_{\sigma 4}} + \left[\left(X_{M_{\sigma 1}}^{(1)} - X_{M_{\sigma 4}}^{(1)} \right) i_{\sigma}^{(1)} + \left(Y_{M_{\sigma 1}}^{(1)} - Y_{M_{\sigma 4}}^{(1)} \right) j_{\sigma}^{(1)} + \left(Z_{M_{\sigma 1}}^{(1)} - Z_{M_{\sigma 4}}^{(1)} \right) k_{\sigma}^{(1)} \right] k_{\sigma}. \quad (12)$$

Выпишем скалярные произведения ортов, необходимые для получения окончательного вида последних уравнений

$$i_{\sigma} \cdot i_{\sigma}^{(1)} = \frac{X_{M_{\sigma 2}} - X_{M_{\sigma 4}}}{M_2 M_4}, \quad j_{\sigma} \cdot i_{\sigma}^{(1)} = \frac{Y_{M_{\sigma 2}} - Y_{M_{\sigma 4}}}{M_2 M_4}, \quad k_{\sigma} \cdot i_{\sigma}^{(1)} = \frac{Z_{M_{\sigma 2}} - Z_{M_{\sigma 4}}}{M_2 M_4},$$

$$i_{\sigma} \cdot j_{\sigma}^{(1)} = \frac{\left(Y_{M_{\sigma 2}} - Y_{M_{\sigma 4}} \right) N_{\sigma z} - \left(Z_{M_{\sigma 2}} - Z_{M_{\sigma 4}} \right) N_{\sigma y}}{N_{\sigma} \cdot M_2 M_4},$$

$$j_{\sigma} \cdot j_{\sigma}^{(1)} = \frac{\left(Z_{M_{\sigma 2}} - Z_{M_{\sigma 4}} \right) N_{\sigma x} - \left(X_{M_{\sigma 2}} - X_{M_{\sigma 4}} \right) N_{\sigma z}}{N_{\sigma} \cdot M_2 M_4},$$

$$k_{\sigma} \cdot j_{\sigma}^{(1)} = \frac{\left(X_{M_{\sigma 2}} - X_{M_{\sigma 4}} \right) N_{\sigma y} - \left(Y_{M_{\sigma 2}} - Y_{M_{\sigma 4}} \right) N_{\sigma x}}{N_{\sigma} \cdot M_2 M_4}, \quad i_{\sigma} \cdot k_{\sigma}^{(1)} = \frac{N_{\sigma x}}{N_{\sigma}},$$

$$j_{\sigma} \cdot k_{\sigma}^{(1)} = \frac{N_{\sigma y}}{N_{\sigma}}, \quad k_{\sigma} \cdot k_{\sigma}^{(1)} = \frac{N_{\sigma z}}{N_{\sigma}}.$$

Запишем в окончательном виде выражения (10)–(12) с учётом скалярных произведений ортов

$$X_{M_{\sigma 1}} = X_{M_{\sigma 4}} + \left(X_{M_{\zeta 1}}^{(1)} - X_{M_{\zeta 4}}^{(1)} \right) \frac{X_{M_{\sigma 2}} - X_{M_{\sigma 4}}}{M_2 M_4} + \\ + \left(Y_{M_{\zeta 1}}^{(1)} - Y_{M_{\zeta 4}}^{(1)} \right) \frac{\left(Y_{M_{\sigma 2}} - Y_{M_{\sigma 4}} \right) N_{\alpha z} - \left(Z_{M_{\sigma 2}} - Z_{M_{\sigma 4}} \right) N_{\alpha y}}{N_{\sigma} \cdot M_2 M_4} + \left(Z_{M_{\zeta 1}}^{(1)} - Z_{M_{\zeta 4}}^{(1)} \right) \frac{N_{\alpha x}}{N_{\sigma}}, \quad (13)$$

$$Y_{M_{\sigma 1}} = Y_{M_{\sigma 4}} + \left(X_{M_{\zeta 1}}^{(1)} - X_{M_{\zeta 4}}^{(1)} \right) \frac{Y_{M_{\sigma 2}} - Y_{M_{\sigma 4}}}{M_2 M_4} + \\ + \left(Y_{M_{\zeta 1}}^{(1)} - Y_{M_{\zeta 4}}^{(1)} \right) \frac{\left(Z_{M_{\sigma 2}} - Z_{M_{\sigma 4}} \right) N_{\alpha x} - \left(X_{M_{\sigma 2}} - X_{M_{\sigma 4}} \right) N_{\alpha z}}{N_{\sigma} \cdot M_2 M_4} + \left(Z_{M_{\zeta 1}}^{(1)} - Z_{M_{\zeta 4}}^{(1)} \right) \frac{N_{\alpha y}}{N_{\sigma}}, \quad (14)$$

$$Z_{M_{\sigma 1}} = Z_{M_{\sigma 4}} + \left(X_{M_{\zeta 1}}^{(1)} - X_{M_{\zeta 4}}^{(1)} \right) \frac{Z_{M_{\sigma 2}} - Z_{M_{\sigma 4}}}{M_2 M_4} + \\ + \left(Y_{M_{\zeta 1}}^{(1)} - Y_{M_{\zeta 4}}^{(1)} \right) \frac{\left(X_{M_{\sigma 2}} - X_{M_{\sigma 4}} \right) N_{\alpha y} - \left(Y_{M_{\sigma 2}} - Y_{M_{\sigma 4}} \right) N_{\alpha x}}{N_{\sigma} \cdot M_2 M_4} + \left(Z_{M_{\zeta 1}}^{(1)} - Z_{M_{\zeta 4}}^{(1)} \right) \frac{N_{\alpha z}}{N_{\sigma}}. \quad (15)$$

Таким образом, решение задачи об определении координат неподвижной относительно Земли мерцающей точки основано на измерении координат изображений трёх точек привязки и мерцающей точки земной поверхности в первый момент времени, определении координат мерцающей точки относительно земной поверхности, измерении координат изображений трёх точек привязки во второй момент времени и вычисления на основе этих измерений координат мерцающей точки во второй момент времени (когда точка не видима) в системе координат, связанной с посадочным модулем.

ОЦЕНКА СТЕПЕНИ ВОЛНИСТОСТИ ПОВЕРХНОСТИ ПЛАНЕТЫ В ОКРЕСТНОСТИ ТОЧКИ ПОСАДКИ

По контрастным точкам в окрестности желаемой точки посадки оценивается степень волнистости, что позволяет в процессе посадки принимать решение об её возможности.

Определим углы наклона векторов $\overline{M_1 M_2}$, $\overline{M_1 M_3}$, $\overline{M_1 M_4}$, используем для этого соотношение (3)

$$\sin \alpha_1 = \frac{N_{\alpha x} \left(X_{M_{\zeta 1}} - X_{M_{\zeta 2}} \right) + N_{\alpha y} \left(Y_{M_{\zeta 1}} - Y_{M_{\zeta 2}} \right) + N_{\alpha z} \left(Z_{M_{\zeta 1}} - Z_{M_{\zeta 2}} \right)}{N_{\sigma} \cdot M_1 M_2},$$

$$\sin \alpha_2 = \frac{N_{\alpha x} \left(X_{M_{\zeta 1}} - X_{M_{\zeta 3}} \right) + N_{\alpha y} \left(Y_{M_{\zeta 1}} - Y_{M_{\zeta 3}} \right) + N_{\alpha z} \left(Z_{M_{\zeta 1}} - Z_{M_{\zeta 3}} \right)}{N_{\sigma} \cdot M_1 M_3},$$

$$\sin \alpha_3 = \frac{N_{\alpha x} \left(X_{M_{\zeta 1}} - X_{M_{\zeta 4}} \right) + N_{\alpha y} \left(Y_{M_{\zeta 1}} - Y_{M_{\zeta 4}} \right) + N_{\alpha z} \left(Z_{M_{\zeta 1}} - Z_{M_{\zeta 4}} \right)}{N_{\sigma} \cdot M_1 M_4},$$

где модули векторов

$$M_1 M_2 = \sqrt{\left(X_{M_{\zeta 1}} - X_{M_{\zeta 2}}\right)^2 + \left(Y_{M_{\zeta 1}} - Y_{M_{\zeta 2}}\right)^2 + \left(Z_{M_{\zeta 1}} - Z_{M_{\zeta 2}}\right)^2},$$

$$M_1 M_3 = \sqrt{\left(X_{M_{\zeta 1}} - X_{M_{\zeta 3}}\right)^2 + \left(Y_{M_{\zeta 1}} - Y_{M_{\zeta 3}}\right)^2 + \left(Z_{M_{\zeta 1}} - Z_{M_{\zeta 3}}\right)^2},$$

$$M_1 M_4 = \sqrt{\left(X_{M_{\zeta 1}} - X_{M_{\zeta 4}}\right)^2 + \left(Y_{M_{\zeta 1}} - Y_{M_{\zeta 4}}\right)^2 + \left(Z_{M_{\zeta 1}} - Z_{M_{\zeta 4}}\right)^2}$$

вычисляются на интервале времени $\sigma = 1 \dots \zeta$.

В окрестности точки посадки M_1 можно выделить другие группы контрастных точек и вычислить для них углы $\alpha_4, \alpha_5, \alpha_6$ и т. д. В сущности, разброс значений углов α_i характеризует степень волнистости поверхности планеты в окрестности точки посадки, которые можно использовать для оценки целесообразности посадки в точке M_1 путём проверки следующего неравенства

$$\alpha_0 > \alpha_i.$$

ОЦЕНКА ГОРИЗОНТАЛЬНОСТИ ПОВЕРХНОСТИ ПЛАНЕТЫ В ОКРЕСТНОСТИ ТОЧКИ ПОСАДКИ

Для решения задачи об измерении углов наклона фрагментов поверхности планеты в окрестности точки M_1 необходимо, кроме СТЗ, использовать источник навигационной информации типа курсовертикали, измеряющей углы курса, крена и тангажа посадочного модуля. Предположим, что оси чувствительности курсовертикали совпадают с системой координат $OXYZ$. Пусть начало горизонтальной системы координат $O^{(2)}X^{(2)}Y^{(2)}Z^{(2)}$ находится в точке M_4 . Ось $O^{(2)}Y^{(2)}$ совпадает с местной вертикалью, а ось $O^{(2)}X^{(2)}$ — с меридианом. Таким образом, угловое положение посадочного модуля относительно системы координат $O^{(2)}X^{(2)}Y^{(2)}Z^{(2)}$ определяется углами курса $ИК_M$, крена γ_M и тангажа ν_M , а матрица направляющих косинусов, описывающая его угловое положение, будет иметь следующий вид:

$$(A_M) = \begin{pmatrix} \cos ИК_M \cos \nu_M & \sin \nu_M & -\sin ИК_M \cos \nu_M \\ \sin ИК_M \cdot \sin \gamma_M - & \cos \gamma_M \cdot \cos \nu_M & \left(\cos ИК_M \cdot \sin \gamma_M + \right. \\ \left. -\sin \nu_M \cdot \cos ИК_M \cdot \cos \gamma_M \right) & & \left. + \sin ИК_M \cdot \sin \nu_M \cdot \cos \gamma_M \right) \\ \left(\sin ИК_M \cdot \cos \gamma_M + \right. & -\cos \nu_M \cdot \sin \gamma_M & \left(\cos ИК_M \cdot \cos \gamma_M - \right. \\ \left. + \cos ИК_M \cdot \sin \nu_M \cdot \sin \gamma_M \right) & & \left. -\sin ИК_M \cdot \sin \nu_M \cdot \sin \gamma_M \right) \end{pmatrix}.$$

Поскольку угловое положение системы $O^{(1)}X^{(1)}Y^{(1)}Z^{(1)}$ относительно посадочного модуля описывается матрицей (A) , то можно записать

$$(A_n) = (A)(A_M). \tag{16}$$

Это соотношение позволяет найти угловое положение поверхности планеты, поскольку углы $ИК_M$ измерены посредством курсовертикали посадочного модуля, а матрица (A) вычисляется на основании измерений, выполненных СТЗ:

$$(A) = \begin{pmatrix} i_{\sigma} \cdot i_{\sigma}^{(1)} & j_{\sigma} \cdot i_{\sigma}^{(1)} & k_{\sigma} \cdot i_{\sigma}^{(1)} \\ i_{\sigma} \cdot j_{\sigma}^{(1)} & j_{\sigma} \cdot j_{\sigma}^{(1)} & k_{\sigma} \cdot j_{\sigma}^{(1)} \\ i_{\sigma} \cdot k_{\sigma}^{(1)} & j_{\sigma} \cdot k_{\sigma}^{(1)} & k_{\sigma} \cdot k_{\sigma}^{(1)} \end{pmatrix} =$$

$$= \begin{pmatrix} \frac{X_{M_{\sigma 2}} - X_{M_{\sigma 4}}}{M_2 M_4} & \frac{Y_{M_{\sigma 2}} - Y_{M_{\sigma 4}}}{M_2 M_4} & \frac{Z_{M_{\sigma 2}} - Z_{M_{\sigma 4}}}{M_2 M_4} \\ \left(\frac{(Y_{M_{\sigma 2}} - Y_{M_{\sigma 4}}) N_{\sigma z} - (Z_{M_{\sigma 2}} - Z_{M_{\sigma 4}}) N_{\sigma y}}{N_{\sigma} \cdot M_2 M_4} \right) & \left(\frac{(Z_{M_{\sigma 2}} - Z_{M_{\sigma 4}}) N_{\sigma x} - (X_{M_{\sigma 2}} - X_{M_{\sigma 4}}) N_{\sigma z}}{N_{\sigma} \cdot M_2 M_4} \right) & \left(\frac{(X_{M_{\sigma 2}} - X_{M_{\sigma 4}}) N_{\sigma y} - (Y_{M_{\sigma 2}} - Y_{M_{\sigma 4}}) N_{\sigma x}}{N_{\sigma} \cdot M_2 M_4} \right) \\ \frac{N_{\sigma x}}{N_{\sigma}} & \frac{N_{\sigma y}}{N_{\sigma}} & \frac{N_{\sigma z}}{N_{\sigma}} \end{pmatrix}.$$

Углы γ_M, v_M могут быть вычислены на основании (16) следующим образом:

$$\left. \begin{aligned} \psi_a &= \arcsin(a_{11} \sin v_M + a_{12} \cos \gamma_M \cdot \cos v_M - a_{13} \cos v_M \cdot \sin \gamma_M), \\ \theta_{\alpha} &= -\operatorname{arctg} \frac{a_{31} \sin v_M + a_{32} \cos \gamma_M \cdot \cos v_M - a_{33} \cos v_M \cdot \sin \gamma_M}{a_{21} \sin v_M + a_{22} \cos \gamma_M \cdot \cos v_M - a_{23} \cos v_M \cdot \sin \gamma_M} \end{aligned} \right\} \quad (17)$$

где a_{ij} — элементы матрицы (A), $i, j = 1 \dots 3$.

Таким образом, посадка модуля должна осуществляться на наиболее горизонтальный участок поверхности ($\psi_a \rightarrow 0, \theta_a \rightarrow 0$), с наименьшей неровностью ($a_1 \rightarrow 0, a_2 \rightarrow 0, a_3 \rightarrow 0$). При этом точка посадки M_1 может быть не наблюдаема практически на всём этапе посадки.

ALGORITHM VISION SYSTEMS LANDER

V. G. Bondarev

Federal State Educational Institution of Higher Professional Education "South-Russian State University of Economics and Service" Stavropol Institute of Technology Services (Branch), Stavropol

An algorithm of the analytical monitoring of the landing point, which can be seen only at a time and is not available to watch on the entire landing phase.

By contrast points in the vicinity of the desired landing point assessed the degree of waviness, and if the on-board heading reference system — a horizontal surface, which allows the process to decide on the landing of its features. The measurement results can be used to provide controlled descent at a given point of landing.

Keywords: vision system, heading reference system, digital camera, a photosensitive matrix, landing module.

НАСТОЯЩЕЕ И БУДУЩЕЕ ФУНДАМЕНТАЛЬНЫХ КОСМИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ В РОССИИ

Н. Ф. Санько

Федеральное государственное бюджетное учреждение науки
Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН), Москва

Освещаются вопросы, связанные с новой редакцией Федеральной космической программы РФ (ФКП) на период 2006–2015 гг. и проектом «Стратегии развития космической деятельности России до 2030 г. и на дальнейшую перспективу».

При обсуждении ФКП затрагивается вопрос об истории планирования космических исследований в нашей стране.

Демонстрируется общая структура трёх ФКП на периоды 1996–2000 гг., 2001–2005 гг. и с 2006 до 2015 г.

Знакомство с проектом «Стратегии развития космической деятельности России до 2030 г. и на дальнейшую перспективу» ограничивается пояснением её общей структуры и обсуждением раздела «Фундаментальные космические исследования».

Ключевые слова: Федеральная космическая программа, стратегия развития космической деятельности, фундаментальные космические исследования, астрофизика, планеты и малые тела Солнечной системы, Солнце, космическая плазма, солнечно–земные связи, космическая биология, физиология и материаловедение, космическая платформа, преемственность технических решений.

По поручению Президента и Правительства РФ Федеральным космическим агентством выработана «Стратегия развития космической деятельности России до 2030 г. и на дальнейшую перспективу».

Кроме того, в 2012 г. была скорректирована на оставшиеся четыре года Федеральная космическая программа РФ (ФКП) на период 2006–2015 гг.

В ноябре 2011 г. произошла катастрофа при запуске космического аппарата «Фобос-Грунт» и одновременно в Роскосмос поступило предложение со стороны Европейского космического агентства (ЕКА) о совместной реализации проекта «ЭкзоМарс».

Достижение договорённости с ЕКА о сотрудничестве по проекту «ЭкзоМарс» открыло следующие перспективы.

1. Ослаблена нагрузка на промышленные предприятия и научные организации Роскосмоса, загруженные многими проектами, в том числе связанными с международными обязательствами.
2. При этом сравнительно хорошо сохранившиеся в 1990-х гг. (в результате участия российских учёных и инженеров в зарубежных проектах «Марс-Сервейер», «Марс-Экспресс», «Венера-Экспресс», «2001 Марс Одиссей», «Марсианская научная лаборатория», «Лунар Реконнейсенс Орбитер», «Бепи Коломбо») ресурсы научного космического приборостроения позволяют нашим учёным продолжить исследования Марса с помощью российских приборов на современном мировом уровне.

3. Кроме установки уже разработанной для проекта «Фобос-Грунт» российской научной аппаратуры на космические аппараты «ЭкзоМарс» в 2016 и 2018 гг., российские исследователи получили доступ:
 - к ретранслятору (со значительно большим потоком телеметрии, чем на российских космических аппаратах) со сроком функционирования на орбите вокруг Марса, как минимум, до 2030 г.;
 - двум современным наземным станциям дальней космической связи ЕКА в Австралии и на Канарских островах, как минимум, до конца функционирования на орбите вокруг Марса космического аппарата «ЭкзоМарс».

Это обеспечит заметное снижение стоимости реализации любых будущих российских проектов по исследованию атмосферы и поверхности Марса (спускаемые малые станции, пенетраторы, марсоходы, спускаемый аппарат для доставки марсианского грунта на Землю и т. п.), как минимум, на период до 2030 г.

Таким образом, можно утверждать, что программа отечественных фундаментальных космических исследований в 2012 г. оказалась в точке бифуркации.

28 мая 2012 г. в Правительство РФ представлена новая редакция ФКП на период 2006–2015 гг., а 4 июня 2012 г. на утверждение в Правительстве РФ был отправлен проект «Стратегии развития космической деятельности России до 2030 г. и на дальнейшую перспективу».

Обсуждение вопроса о настоящем и будущем фундаментальных космических исследований, вероятно, целесообразно начать с обзора структуры Федеральной космической программы.

Справочно

В СССР формализованной космической программы, как таковой, не существовало.

Решения по тому или иному космическому проекту готовил аппарат Комиссии по военно-промышленным вопросам при Президиуме Совета министров СССР, существовавшей в период с 6 декабря 1957 г. по 1991 г.

Окончательные решения обычно выходили в форме совместных постановлений ЦК КПСС и Совета министров СССР, которые несли на себе различные грифы секретности и в закрытом порядке рассылались заинтересованным ведомствам.

Начиная с 1992 г. созданное 25 февраля того года Российское космическое агентство (РКА) должно было взять на себя планирование всей космической деятельности России.

Однако в период с 1992 по 1995 г., естественно, ни о каком планировании речь идти не могла — финансирование космических проектов, как и многих других отраслей народного хозяйства, просто прекратилось!

Прежде всего, РКА должно было противодействовать стремительной деградации космической науки и промышленности. В то время можно было только «латать» всё новые и новые финансовые дыры.

Генеральный директор РКА Ю. Н. Коптев часами сидел в приёмных руководителям госустройства (которые и сами не знали, что делать) и выпрашивал у них деньги!

Действительно, в августе 1991 г. в СССР внезапно произошла революция со сменой общественной формации государства. Люди, лишь неделю назад в компаниях своих друзей и родственников обсуждавшие на своих кухнях — «как бы надо обустроить Россию», оказались в кабинетах государственных органов власти безо всякой общей программы действий.

Затем последовала не менее чем десятилетняя гражданская (экономическая) война, повлекшая реальную, физическую(!) разруху в нашей стране.

В отделе РКА, отвечающем за фундаментальные космические исследования в начале 1990-х гг., делались отчаянные и наивные попытки хоть какого-то научного прогнозирования (например, отслеживание курса доллара с совершенно безуспешными попытками экстраполировать его поведение в полулогарифмическом масштабе). Кроме того, постоянно делались попытки доказать, что одновременное продолжение всех начатых во времена СССР проектов невозможно, и убедить РАН расставить приоритеты по времени их выполнения.

Первая в истории постсоветской России попытка выработать ФКП, но сроком всего на пять лет, была сделана в 1995 г. на период 1996–2000 гг. Усилиями Ю. Н. Коптева она была утверждена, но через полгода подверглась жёсткому секвестру.

Вторая ФКП на пять лет касалась периода 2001–2005 гг.

В 2004–2005 гг. шла работа над следующей ФКП и в конце 2005 г. была утверждена программа на десятилетие с 2006 до 2015 г.

Есть основания надеяться, что на последующие годы будут приниматься к исполнению десятилетние ФКП с возможностью внесения в них коррекций каждые 3–4 года.

Ныне действующая ФКП на период 2006–2015 гг. состоит из нескольких томов. Они содержат «Паспорт программы» и приложения к нему.

Основным документом ФКП, объёмом около 300 страниц, является «Приложение № 3 к Федеральной космической программе». «Мероприятия Федеральной космической программы России».

Этот документ содержит порядка 115–125 бюджетных строк с установленным ежегодным финансированием по каждому проекту на десять лет.

Кроме того, в каждой строке имеется:

- наименование мероприятия (проекта), шифр работ, заказчик;
- результаты (подробное описание ожидаемых результатов);
- срок выполнения (работы).

Структура документа «**Мероприятия Федеральной космической программы России**» представлена ниже.

Мероприятия, финансируемые за счёт бюджетных средств

Раздел I. Научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы, включающие:

- космические средства связи, вещания и ретрансляции;
- дистанционное зондирование Земли, гидрометеорологическое наблюдение, экологический мониторинг и контроль чрезвычайных ситуаций;
- космические средства для фундаментальных космических исследований;

- российский сегмент международной спутниковой системы поиска и спасания КОСПАС-САРСАТ;
- пилотируемые полёты;
- космические средства технологического назначения;
- средства выведения космических аппаратов;
- объекты космодромов и наземная экспериментальная база;
- средства управления космическими аппаратами научного и социально-экономического назначения;
- перспективные базовые изделия, прогрессивные технологии и обеспечение надёжности ракетно-космической техники;
- системные исследования и прикладные научно-исследовательские работы.

Раздел II. Закупки серийной космической техники для поддержания функционирования группировки космических аппаратов в требуемом составе, обеспечения выполнения опытно-конструкторских работ, а также управления космическими аппаратами, принятыми в эксплуатацию, в том числе:

- 1) космические аппараты;
- 2) средства выведения космических аппаратов:
 - ракеты-носители,
 - разгонные блоки;
- 3) другие изделия ракетно-космической техники;
- 4) управление полётами космических аппаратов, в части приёма, обработки и архивации спутниковой информации, в том числе эксплуатации средств приёма;
- 5) управление космическими аппаратами.

Раздел III. Поддержание объектов наземной космической инфраструктуры.

Раздел IV. Государственные капитальные вложения на реконструкцию, техническое переоснащение промышленных предприятий и развитие объектов наземной космической инфраструктуры.

Перечень строек и объектов в рамках Федеральной космической программы России реконструкции и технического переоснащения промышленных предприятий и развития объектов наземной космической инфраструктуры.

Мероприятия, выполняемые за счёт средств, инвестируемых в космическую деятельность негосударственными заказчиками...

О новой редакции ФКП на период 2006—2015 гг. (в части раздела «Космические средства для фундаментальных космических исследований»)

В этом разделе предусмотрено, что фундаментальные космические исследования и далее будут проводиться по следующим основным направлениям:

- внеатмосферная астрофизика;
- планетология — исследование планет и малых тел Солнечной системы;
- изучение Солнца, космической плазмы и солнечно-земных связей;

- исследования в областях космических биологии, физиологии и материаловедения.

Однако, в отличие от предыдущих ФКП и их редакций, теперь будущие проекты во многом опираются на задел, созданный в последние годы.

РАЗРАБОТАННЫЕ И СОЗДАННЫЕ КОСМИЧЕСКИЕ ПЛАТФОРМЫ

Справочно

Космической платформой называется часть космического аппарата, на которую возложена функция обеспечения необходимых условий работы в космическом пространстве полезной нагрузки — целевой аппаратуры: для научных исследований, дистанционного зондирования Земли, обеспечения радиосвязи и т. п.

Модульная технология создания космической платформы позволяет с небольшими затратами и в короткие сроки адаптировать её возможности к применению в составе космических аппаратов разного типа с разной целевой аппаратурой.

В период 2000–2010 гг. в НПО им. С.А. Лавочкина было разработано и создано три вида космических платформ для фундаментальных космических исследований.

1. Космическая платформа «Навигатор» (тяжёлая), предназначенная для использования в околоземном космическом пространстве с целью создания астрофизических внеатмосферных обсерваторий и аппаратов для целей дистанционного зондирования Земли

На её основе созданы уже запущенные космические аппараты:

1) «Электро-Л» — спутник для дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), запущен на геостационарную орбиту в точку стояния 76° в. д. как российский вклад во всемирную сеть метеорологического наблюдения;

2) «Спектр-Р» («Радиоастрон») — космический комплекс, включающий космическую астрофизическую обсерваторию, обеспечивающую получение результатов радиоастрономических наблюдений внегалактических объектов со сверхвысоким разрешением методами радиоинтерферометрии совместно с сетью наземных радиотелескопов в диапазонах длин волн 1,35; 6; 18; 92 см, а также исследование свойств околоземной и межпланетной плазмы; срок активного существования космической астрофизической обсерватории — 5–7 лет.

На основе космической платформы «Навигатор» готовятся к запуску космические аппараты:

1) «Спектр-РГ» — космический комплекс, включающий астрофизическую обсерваторию, обеспечивающую получение результатов исследований астрономических объектов в рентгеновском диапазоне длин волн спектра электромагнитного излучения; срок активного существования космического аппарата — не менее 7 лет;

2) «Спектр-УФ» («Всемирная космическая обсерватория») — космический комплекс, включающий космическую астрофизическую обсерваторию, обеспечивающую получение результатов исследований астрофизических объектов в ультрафиолетовом и видимом диапазонах спектра электромагнитного излучения; срок активного существования космического аппарата — не менее 5 лет;

3) «Спектр-М» — «Миллиметрон» — космический комплекс, включающий космическую обсерваторию и интерферометр Земля — космос на её основе, для исследований астрономических объектов со сверхвысокой чувствительностью в миллиметровом, субмиллиметровом и дальнем инфракрасном диапазонах спектра электромагнитного излучения; космическая обсерватория «Спектр-М» является основой интерферометра с угловым разрешением до 30 нс дуги, обеспечивающего получение уникальной информации о глобальной структуре Вселенной, о строении и эволюции галактик, их ядер, звёзд и планетных систем, а также об органических соединениях в космосе, объектах со сверхсильными гравитационными и электромагнитными полями; срок активного существования космического аппарата — не менее 7 лет с пассивным охлаждением научной аппаратуры, начальные 3 года — с активным охлаждением научной аппаратуры;

4) «Гамма-400» — космический комплекс, включающий космическую обсерваторию для исследований гамма-излучения в диапазоне высоких энергий, обеспечивающий получение данных для определения природы «тёмной материи» во Вселенной, развития теории происхождения высокоэнергетичных космических лучей и физики элементарных частиц; срок активного существования космического аппарата — не менее 7 лет.

2. Космическая платформа «Фобос-Грунт» (средняя), предназначенная для создания межпланетных космических аппаратов для исследований планет, астероидов и Луны

Справочно:

В 1998 г. Президентом Российской академии наук и Генеральным директором Российского авиационно-космического агентства было утверждено техническое задание на разработку автоматического космического комплекса для доставки образцов грунта со спутника Марса — Фобоса («Фобос-Грунт»).

В одном из первых параграфов технического задания — «Цель выполнения ОКР, наименование и индекс образца» — было записано:

«Целью выполнения ОКР является:

2.1. Создание автоматического космического комплекса, предназначенного:

• для обеспечения забора и доставки на Землю образцов грунта со спутника Марса — Фобоса;

• для проведения комплекса научных исследований Фобоса и Марса дистанционными и контактными методами.

2.2. Создание унифицированного многоцелевого модуля для решения ряда фундаментальных и прикладных задач космических исследований».

Всем известно, чем закончилась эта начатая в 1998 г. (в год дефолта российской экономики!) деятельность, но следует отметить, что пункт 2.2 ТЗ: «Создание унифицированного многоцелевого модуля для решения ряда

фундаментальных и прикладных задач космических исследований» — был ВЫПОЛНЕН!

Космическая платформа «Фобос-Грунт» разработана! (Однако судьба космического проекта «Фобос-Грунт» оказалась печальной.)

На основе платформы «Фобос-Грунт» готовятся к запуску космические аппараты:

1) «Луна-Глоб» (перелётный и орбитальный модули) — космический комплекс, обеспечивающий: проведение комплексных исследований на поверхности Луны в околополярной области (включая изучение внутреннего строения Луны, разведку природных ресурсов) и воздействий на поверхность Луны космических лучей и электромагнитных излучений; срок активного существования посадочного аппарата — 1 год;

2) «Луна-Ресурс-2» (перелётный и орбитальный модули) — космический комплекс для исследований поверхности Луны и сбора образцов грунта с помощью лунохода;

3) «Интергелиозонд» — космический комплекс для гелиофизических исследований Солнца с целью проведения исследований параметров излучений Солнца с высокой чувствительностью и разрешением в оптическом, ультрафиолетовом, рентгеновском и гамма-диапазонах, а также параметров солнечного ветра для решения проблем разогрева солнечной короны и ускорения солнечного ветра, изучения происхождения солнечных вспышек и коронарных выбросов плазмы;

4) «Лаплас-П» — космический комплекс для исследования планетной системы Юпитера контактными и дистанционными методами;

5) «Марс-Грунт» — космический комплекс для исследования Марса и доставки марсианского грунта.

Кроме того использование платформы «Фобос-Грунт» предусматривается в проектах, запланированных в прошлой редакции ФКП на период 2006 — 2015 гг., но не включённых в её новую редакцию, т. е. в проектах, перенесённых на более поздние сроки:

1) «Апофис» — космический комплекс для высокоточного определения параметров орбиты, а также изучения физико-химических характеристик астероида, сближающегося с Землёй; эти данные важны с точки зрения получения информации о первородном веществе Солнечной системы, а также решения проблем астероидно-кометной опасности;

2) «Венера-Д» — космический комплекс для детального исследования поверхности, атмосферы и окружающей плазмы Венеры, включающий орбитальный, спускаемый на поверхность Венеры аппараты и спутник, предназначенный для детального изучения климата Венеры с целью понимания стабильности и возможной эволюции земного климата; с этой целью проводятся измерения состава атмосферы (включая изотопный состав); состава, строения, химии и микрофизики облачного слоя; теплового баланса, динамики и парникового эффекта атмосферы; измерение метеорологических параметров атмосферы; изучение деталей строения, химического, минералогического, элементного состава поверхности, включая радиоактивные изотопы; получение данных о проявлениях вулканической и сейсмической активности планеты; получение изображений поверхности на этапе спуска, панорамных

изображений поверхности и изображений с высоким разрешением; изучение строения и состава экзосферы, ионосферы, магнитосферы и диссипации атмосферных составляющих; срок активного существования спускаемого аппарата — несколько часов, орбитальных аппаратов — более 3 лет.

3. Космическая платформа МКА-ФКИ (лёгкая), предназначенная для создания малозатратных научных космических проектов, выполняемых в интересах фундаментальных космических исследований, — серия унифицированных малоразмерных космических аппаратов, обеспечивающих проведение фундаментальных космических исследований; срок активного существования космических аппаратов — 1 год

Предварительный перечень научных задач для унифицируемой космической платформы МКА-ФКИ («Карат») представлен в таблице.

№ п/п	Проект	Головная организация	Основные задачи
	СТРАННИК	ИКИ РАН	Экспериментальное изучение фундаментальной проблемы — динамики многомасштабной турбулентности плазмы (на масштабах от МГД до электронной инерционной длины), в том числе процесса аннигиляции магнитного поля в тонких токовых слоях
2	КОНУС-М	ФТИ РАН	Исследования с высоким разрешением временных профилей гамма-всплесков; энергетических спектров гамма-всплесков и быстрой спектральной переменности их излучения; новых проявлений активности источников мягких повторных всплесков и поиск новых гамма-репитеров; необычных транзиентных явлений в космическом рентгеновском и гамма-излучении
3	ЛОРД	ФИАН	Регистрация космических лучей и нейтрино ультравысоких энергий
4	ЛУННАЯ ДОРОГА	ИКИ РАН	Изучение свойств поверхности и связанных с ними проблем взаимодействия межпланетной среды с Луной, т.е. исследование окололунного пространства
5	ГЕОМАГ	ИЗМИРАН	Проведение высокоточных измерений компонент магнитного поля Земли на низкоорбитальном спутнике с целью выделения источников поля, расположенных в жидком ядре, в коре, в ионосфере и магнитосфере Земли; глобальное картирование различных компонент геомагнитного поля, исследование активной и возмущённой ионосферы
6	СВЧ-РК	ИРЭ РАН	Мониторинг пространственно-временной изменчивости параметров атмосферы СВЧ радиометрическим комплексом
7	ЛИДА	ИНАСАН	Построение инерциальной системы координат, к которой можно относить движение тел Солнечной системы и звёзд галактики; определение абсолютных параллаксов всех типов объектов в Галактике, а также некоторых объектов в ближайших галактиках; создание базы данных для изучения геометрии Вселенной, кинематики и динамики Галактики (включая распределение видимой и невидимой материи)

№ п/п	Проект	Головная организация	Основные задачи
8	МКА-АВКП	ИКИ РАН, ИДГ РАН	Исследование нелинейных процессов в космической плазме с использованием контролируемых (активных) воздействий на ионосферу и магнитосферу Земли
9	АСТРОГОН	КИА-Системы	Высокодетальный мониторинг линейных геотехнических систем; элементов инфраструктуры. Контроль подвижных объектов. Автоматизированное получение актуализованных ресурсных кадастров. Поиск месторождений; рыбных ресурсов и оценка продуктивности морских биозапасов. Мониторинг сельхозугодий. Мониторинг чрезвычайных ситуаций и оценка их последствий
10	ЦВЕТОК	ИРЭ РАН	Биологический и экологический мониторинг морей и океанов в оптическом диапазоне спектра, исследование физических процессов в их поверхностном слое
11	ГАММА-ФОН	НИИЯФ МГУ, ГАИШ МГУ	Мониторные наблюдения неба в гамма- и оптическом диапазонах с целью исследования временных явлений в астрофизике: космических гамма-всплесков, сверхновых и новых звёзд, вспышек в звёздных системах, содержащих нейтронные звёзды и чёрные дыры
12	ИОНОЗОНД	ИРЭ РАН, ИПГ Росгидромета, ИЗМИРАН	Оперативный глобальный и непрерывный мониторинг структуры и параметров ионосферы с борта КА методом радиозондирования для изучения и исследования фонового состояния ионосферной плазмы, оперативного прогноза условий ионосферного распространения радиоволн в любой точке земного шара на основе портативных и, главное, не выходящих в эфир, приёмных станций
13	ИОНОСФЕРА	ИРЭ РАН	Оперативный глобальный и непрерывный мониторинг структуры и параметров ионосферы
14	ОКЕАН	ИРЭ РАН	Оперативный мониторинг поверхности Мирового океана, получение фундаментальных знаний о динамике уровня и циркуляции вод Мирового океана и прибрежных акваторий, углубление знаний о структуре гравитационного поля Земли и физике взаимодействия атмосферы и океана
15	ВИДЕО-СПЕКТРО-МЕТР	СПб НИИ экологической безопасности	Проведение видеоспектральной-гиперспектральной съёмки различных фоноцелевых ансамблей земной поверхности
16	РАДИОГОЛ	ИРЭ РАН	Глобальный мониторинг ионосферы, атмосферы и поверхности Земли в интересах фундаментальной науки и прикладных применений
17	ЗОНД-ПП	СКБ ИРЭ	Оценка характеристик подстилающей поверхности, включая влажность почв, а также параметров растительного покрова и солёности морей
18	МОНИКА	НИЯУ МИФИ	Изучение физических механизмов генерации космических лучей, образующихся в активных процессах на Солнце и в гелиосфере
19	РЭЛЭК	НИИЯФ МГУ	Исследования высыпаний релятивистских электронов

До 2015 г. запланированы запуски космических аппаратов МКА-ФКИ (с № 1 по 5 — попутные запуски):

№ 1 — научная нагрузка «Зонд-ПП» для оценки характеристик подстилающей поверхности, включая влажность почв, а также параметров растительного покрова и солёности морей (СКБ ИРЭ), планировался запуск — 2012 г.;

№ 2 — научная нагрузка «Моника» для изучения физических механизмов генерации космических лучей, образующихся в активных процессах на Солнце и в гелиосфере (НИЯУ МИФИ), научная нагрузка РЭЛЭК для исследования высыпаний релятивистских электронов (НИИЯФ МГУ), планировался запуск — 2012 г.;

№ 3 — научная нагрузка «Конус-М» для изучения гамма-всплесков (ФТИ РАН), планируемый запуск — 2014 г.;

№ 4 — решение по научной нагрузке Советом РАН по космосу ещё не принято — планируемый запуск — 2015 г.;

№ 5 — решение по научной нагрузке Советом РАН по космосу ещё не принято, планируемый запуск — 2015 г.

Кроме того с применением космических платформ МКА-ФКИ (с их целевыми запусками) планируется реализация космического комплекса РЕЗОНАНС, обеспечивающего проведение исследований параметров процессов распространения низкочастотных волн в магнитоактивной плазме магнитосферы Земли; изучение механизмов резонансного взаимодействия волн и частиц в околоземном космическом пространстве, получение данных для контроля техногенных воздействий на магнитосферу Земли и геофизические процессы.

Использование платформ МКА-ФКИ (с их целевыми запусками) предусматривается и в запланированном проекте, присутствовавшем в прошлой редакции ФКП на период 2006–2015 гг., но не включённом в её новую редакцию, т.е. перенесённом на более поздние сроки, РОЙ — создание космического комплекса из четырёх спутников и радиотомографической системы для исследования фундаментальных свойств плазменной турбулентности и её роли во взрывном преобразовании энергии и переносе импульса и массы через тонкие границы в бесстолкновительной плазме, а также для выведения предсказаний «космической погоды» на новый качественный уровень; срок активного существования — 7 лет.

РАЗРАБОТКА НОВЫХ КОСМИЧЕСКИХ ПЛАТФОРМ

1. Аппарат, спускаемый на поверхность массивных космических тел; предназначен для доставки на поверхности Луны, а затем Марса космических комплексов научной аппаратуры и роверов.

В новой редакции ФКП на период 2006–2015 гг. предусматривается разработка спускаемой на Луну космической платформы для проектов:

1) ЛУНА-РЕСУРС-1 — космический комплекс для проведения контактных исследований поверхности Луны в околополярной области; участие в проекте «Чандраяна-2» (Индия) в части доставки на поверхность Луны индийского миниробота (в 2014 г.);

2) ЛУНА-РЕСУРС-2 — космический комплекс для исследований поверхности Луны и сбора образцов грунта с помощью лунохода.

Космическая платформа спускаемого аппарата имеет прототипы, разработанные для проекта «Марс-96» и более ранних отечественных проектов. Однако, естественно, большинство технических решений того времени теперь устарело. Таким образом, это полномасштабная разработка новой космической платформы для посадки на Луну.

Кроме того, эта платформа должна стать прототипом российского спускаемого на поверхность Марса аппарата для доставки туда марсохода ЕКА в рамках проекта ЭКЗОМАРС (в 2018 г.!).

2. Луноход (ровер)

Для реализации проекта ЛУНА-РЕСУРС-2, кроме вновь разработанного для проекта ЛУНА-РЕСУРС-1 спускаемого аппарата, требуется разработка нового лунохода, значительно превосходящего своими функциональными возможностями отечественные луноходы 70-х гг.

3. В настоящее время началась подготовка к разработке перспективной универсальной космической платформы (**разработка находится на этапе НИР**) — **ПС 2 (наноспутник)**, предназначенной для создания сверхмалозатратных научных космических проектов, выполняемых в интересах фундаментальных космических исследований.

Этот наноспутник объёмом три-четыре литра с антенно-тормозным устройством для радиотомографии и/или свода КА с орбиты после выполнения научной задачи первоначально предназначается для решения научных задач по исследованию ионосферы и магнитосферы Земли.

Заканчивая краткий обзор новой редакции Федеральной космической программы РФ на период 2006–2015 гг., стоит подчеркнуть, что в ней, впервые с 1992 г., жёстко заложен принцип преемственности технических решений, чего не было во всех более ранних Федеральных космических программах РФ.

О ПРОЕКТЕ «СТРАТЕГИИ РАЗВИТИЯ КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ РОССИИ ДО 2030 Г. И НА ДАЛЬНЕЙШУЮ ПЕРСПЕКТИВУ»

Для создания представления о **Стратегии** приведём её структуру (Содержание) и полностью один из её параграфов: «5.2. Фундаментальные космические исследования».

Содержание Стратегии

- I. Общие положения
- II. Принципы космической деятельности на долгосрочную перспективу
- III. Цель **Стратегии** развития космической деятельности России до 2030 г. и на дальнейшую перспективу
- IV. Рубежи и ожидаемые результаты
- V. Приоритеты **Стратегии** развития космической деятельности России до 2030 г. и на дальнейшую перспективу
 - 5.1. Обеспечение социально-экономической сферы
 - 5.2. Фундаментальные космические исследования
 - 5.3. Пилотируемые программы

5.4. Развитие средств выведения, космодромов, наземного комплекса управления космическими аппаратами

VI. Прорывные технологии

VII. Развитие ракетно-космической промышленности

VIII. Международное сотрудничество

IX. Механизмы реализации **Стратегии**

9.1. Принципы реализации **Стратегии**

9.2. Стимулы **Стратегии**

9.3. Государственно-частное партнёрство в сфере космической деятельности

9.4. Компетенции и задачи органов государственной власти

9.5. Финансовые механизмы

9.6. Приоритеты развития правовых механизмов

...

5.2. Фундаментальные космические исследования

Цель развития отечественных фундаментальных космических исследований — выход российской науки на ведущие позиции в ключевых направлениях наук о космосе, а в долгосрочной перспективе — завоевание и удержание позиций одного из мировых лидеров в основных научных дисциплинах о космосе.

Важнейшими, равнозначными в отношении приоритетов, направлениями отечественных фундаментальных космических исследований на долгосрочную перспективу в дальнем космосе приняты:

- исследование планет и малых тел Солнечной системы, поиск путей предотвращения возможных угроз Земле и её биосфере, детальное изучение Луны с помощью автоматических космических аппаратов и робототехнических систем, развёртывание на её поверхности астрономических обсерваторий, пунктов мониторинга Солнца и станций наблюдения за Землёй;
- астрофизические исследования, включая физику космических лучей;
- изучение Солнца и солнечно-земных связей;
- изучение влияния факторов космического полёта и космического пространства на живые системы, в том числе в интересах осуществления пилотируемых полётов за пределами магнитосферы Земли, поиск внеземной жизни.

В обеспечение реализации приоритетных направлений должны быть решены следующие практические задачи:

До 2015 года

- реализация имеющегося задела по созданию космических средств и решению наиболее актуальных задач, в том числе:
- развёртывания и ввода в эксплуатацию астрофизических обсерваторий;
- создания на базе унифицированной платформы дешёвых малоразмерных космических аппаратов для решения частных актуальных задач исследования космических лучей и солнечно-земных связей;

- возобновления исследования Луны с использованием лунного посадочного аппарата и космического комплекса для проведения комплексных исследований Луны;
- участия в международных космических проектах.

До 2025 года

- активное полноправное участие в международной кооперации по исследованию Солнца, Луны, планет и малых тел Солнечной системы;
- создание отечественных космических астрофизических обсерваторий со сверхвысокими, превосходящими мировой уровень, чувствительностью и разрешающей способностью;
- проведение широкого спектра исследований Луны с орбиты и на поверхности с помощью автоматических космических аппаратов.

В период до 2030 года

- развёртывание космических систем для глобального стереообзора Солнца, контроля солнечной активности и космической погоды в гелиосфере, дальнейшее углублённое изучение Луны в интересах её освоения;
- исследования процессов в атмосфере и на поверхности Марса, доставка образцов вещества с других небесных тел, осуществление полётов в систему Юпитера и на Венеру;
- определение характеристик планетных систем у других звёзд.

После 2030 года

- изучение эволюции Земли и Солнца, климата Земли, определение путей предотвращения возможных космических угроз Земле и её биосфере, разработка технологий поиска и освоения ресурсов Луны и астероидов, размещение на поверхности Луны космических обсерваторий с уникальными чувствительностью и разрешающей способностью.

Проект этого документа долгое время был выложен на сайте Федерального космического агентства (<http://www.federalspace.ru>) и предложения по проекту документа можно было присылать, заполнив представленную форму.

Однако на сайт пришло всего несколько десятков предложений, среди которых оказалось всего четыре от профессионалов, работающих в науке или космической отрасли...

Что же тут можно сказать?!!

PRESENT AND FUTURE OF FUNDAMENTAL SPACE RESEARCH IN RUSSIA

N. F. Sanko

Space Research Institute of the Russian Academy of Sciences (IKI RAN), Moscow

The problems associated with the new edition of the Federal Space Program of Russia (FSP) for the period 2006–2015 and the project “Strategies for the development of space activities in Russia until 2030 and beyond” are considered.

In discussing the Federal Space Program the history of planning space research in our country is touched upon.

The general structure of the FSP for three periods 1996–2000, 2001–2005 and from 2006 to 2015 are demonstrated.

Familiarity with the project “Strategies for the development of space activities in Russia up to 2030 and beyond” is limited with explanation of its general structure and the discussion of section “Fundamental space research”.

Keywords: Federal Space Program, space development strategy, fundamental space research, astrophysics, planets and small bodies of the solar system, the sun, space plasma, solar — terrestrial physics, space platform, the continuity of the technical solutions

Sanko Nicolay — chief specialist, PhD, e-mail: sanko@rssi.ru.

055(02)2

Ротап rint ИКИ РАН
117997, Москва, Профсоюзная, 84/32
Подписано к печати 28.05.2013

Заказ 3213

Формат 70×100¹/₁₆

Тираж 200

30,55 усл.-печ. л.

