

УЧРЕЖДЕНИЕ РОССИЙСКОЙ АКАДЕМИИ НАУК
ИНСТИТУТ КОСМИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ РАН



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

Т Е М ы:

**ПРИБОРЫ АСТРООРИЕНТАЦИИ И НАВИГАЦИИ
КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

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

**СЪЕМОЧНЫЕ СИСТЕМЫ В НАУЧНЫХ
КОСМИЧЕСКИХ ПРОЕКТАХ**

ТЕЗИСЫ

РОССИЯ
ТАРУСА
13–16 сентября 2010 года

В 2008 г. ИКИ РАН впервые провел конференцию «Современные проблемы определения ориентации и навигации космических аппаратов», на которой представители ведущих российских фирм, разрабатывающих приборы астроориентации, навигации и съемочные системы космических аппаратов, обсудили текущее состояние дел в отрасли. Планируя проведение второй конференции, организаторы ставили целью укрепление зародившейся традиции совместного обсуждения текущих вопросов представителями широкого круга организаций и предприятий космической промышленности, способствующей более тесному и эффективному сотрудничеству.

На конференции 2010 г. будут работать три секции.

В секциях «Приборы астроориентации и навигации космических аппаратов» и «Методы и средства наземной обработки оптоэлектронных приборов» рассматриваются вопросы, касающиеся создания приборов астроориентации и навигации, разработки их программно-алгоритмического обеспечения, методов повышения помехозащищенности, улучшения точностных характеристик, разработки испытательного оборудования и методик наземной обработки и калибровки приборов.

Секция «Съемочные системы в научных космических проектах» объединяет доклады, посвященные различным аспектам разработки аппаратных и программных средств обеспечения задачи съемки Фобоса при полете и в процессе посадки, а также вопросов калибровки, наземной обработки съемочных устройств дистанционного зондирования Земли, обработки полученных результатов.

ПРОГРАММНЫЙ КОМИТЕТ

Воронков С. В. — Председатель

ОРГАНИЗАЦИОННЫЙ КОМИТЕТ

Форш А. А. — Председатель

Аванесов Г. А.

Антоненко Е. А.

Комарова Н. Ю.

Албуткина Л. В.

Контактная информация:

Антоненко Елена Александровна:

+7 916-612-51-24,
antonenko@iki.rssi.ru

Воронков Сергей Владимирович:

+7 (495) 333-34-34,
servor@nserv.iki.rssi.ru

Комарова Наталия Юрьевна:

+7 916-196-37-55,
nata.komarova@asp.iki.rssi.ru

ПЛЕНАРНОЕ ЗАСЕДАНИЕ

ДАТЧИКИ ЗВЁЗДНОЙ ОРИЕНТАЦИИ СЕМЕЙСТВА БОКЗ. ОПЫТ 11-ЛЕТНЕЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ В КОСМОСЕ

Г. А. Аванесов, Б. С. Дунаев, В. А. Красиков, М. И. Куделин, А. А. Форш

Учреждение Российской академии наук

Институт космических исследований РАН (ИКИ РАН), Москва

В 1993 г. ИКИ РАН заключил договор с ОАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С. П. Королёва» на разработку и изготовление блоков определения координат звёзд (БОКЗ) для космического аппарата (КА) «Ямал-100». БОКЗ представляет собой моноблок, содержащий цифровую телевизионную камеру на ПЗС-матрице «Лев-2», блок электроники и источник вторичного питания, и вычисляет ориентацию с частотой 0,33 Гц по съёмке произвольного участка звёздного неба с предельной суммарной погрешностью определения направления оптической оси 60 угл. с. При этом БОКЗ формирует информацию о локализованных объектах в объеме 4 кбайт и по мультиплексному каналу транслирует информацию в бортовую вычислительную машину, в которой полученное изображение обрабатывается и определяется ориентация приборной системы координат. Программно-алгоритмическое обеспечение, структура и состав бортового звёздного каталога разработаны специалистами ИКИ РАН и установлены в бортовую вычислительную машину. КА «Ямал-100» запущен 16.09.1999 г., и впервые в России началась эксплуатация звёздного датчика, определяющего ориентацию по съёмке произвольного участка звёздного неба. В докладе приводятся результаты функционирования приборов БОКЗ в составе КА «Ямал-100».

Три прибора БОКЗ с 12.07.2000 г. по настоящее время функционируют в составе Международной космической станции. С 24.11.2003 г. четыре прибора БОКЗ-У (отличается от прибора БОКЗ только конструкцией) определяют ориентацию двух космических аппаратов «Ямал-200». С 2005 г. КА «Ямал-200» функционирует под непосредственным управлением звёздных датчиков.

Следующей модификацией приборов серии БОКЗ стал прибор БОКЗ-М, в котором используется сигнальный процессор фирмы Analog Device, и все вычисления осуществляются в самом приборе. В выходной информации содержится матрица ориентации (либо кватернион), привязанная ко времени её определения, программное обеспечение прибора БОКЗ-М защищено от сбоев, вызванных потоком протонов солнечных вспышек. Предельная суммарная погрешность

определения направления оптической оси составляет 8 угл. с, двух других осей — 50 угл. с при инерциальной ориентации. Приборы БОКЗ-М отработали на шести космических аппаратах и функционируют еще на трех, в том числе на КА «Ресурс-ДК» с 15.06.2006 г.

Приводятся основные итоги функционирования приборов серии БОКЗ:

- подтверждена точность определения ориентации в приборной системе координат:
 - на геостационарной орбите τ_{xy}/τ_z — 1,5/12 угл. с;
 - на околоземной орбите τ_{xy}/τ_z — 1,8/15 угл. с;
- подтверждена методика расчета, технология изготовления и испытания светозащитной бленды с уровнем подавления боковой засветки: $\sim 10^9$;
- определен уровень защищенности приборов к фоновой засветке: ≤ 1 нт;
- практически установлена величина апостериорной вероятности определения ориентации:
 - для одного прибора на геостационарной и околоземной орбите в режиме начальной ориентации — 0,995;
 - для одного прибора на околоземной орбите в режиме слежения — 0,9999.

ОПЫТНАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ КОМПЛЕКСА МНОГОЗОНАЛЬНОЙ СПУТНИКОВОЙ СЪЁМКИ НА КОСМИЧЕСКОМ АППАРАТЕ «МЕТЕОР-М» № 1 И ПРАКТИЧЕСКОЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ДАННЫХ ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ МОНИТОРИНГА ОКРУЖАЮЩЕЙ СРЕДЫ

*Г. А. Аванесов¹, Б. С. Жуков¹, И. В. Полянский¹,
О. В. Бекренёв², Л. И. Пермитина²*

¹ Учреждение Российской академии наук
Институт космических исследований РАН (ИКИ РАН), Москва

² Научный центр оперативного мониторинга Земли
ОАО «Российские космические системы» (НЦ ОМЗ), Москва

Аппаратура комплекса многозональной спутниковой съёмки (КМСС), предназначенная для многозональной съёмки земной поверхности, с начала 2010 г. находится в режиме опытной эксплуатации на борту космического аппарата (КА) «Метеор-М» № 1. Основным назначением аппаратуры является оперативный ежесуточный мониторинг всей территории Российской Федерации.

Ежедневно с помощью приборов КМСС получают изображения с восьми витков, проходящих над территорией РФ в трех спектральных диапазонах — 0,535 ... 0,575 мкм (зеленый), 0,630...0,680 мкм (красный) и 0,760...0,900 мкм (ближний ИК). Прием ведется в приемных центрах НЦ ОМЗ в Москве и НИЦ «Планета» в Обнинске, Новосибирске и Хабаровске. Общая информативность суточного приема составляет более 40 Гбайт.

Технические характеристики съемочной аппаратуры и применяемая технология обработки позволяют формировать геопривязанные цветосинтезированные изображения с пространственным разрешением от 60 м в полосе захвата около 100 км. Представлены основные характеристики и принцип действия съемочной аппаратуры КМСС, а также параметры приборов БОКЗ-М (блок определения координат звёзд) и АСН-М-М (аппаратура спутниковой навигации), обеспечивающих навигационные и угловые измерения для геопривязки конечных изображений.

Важным фактором обеспечения качества конечной информации являются радиометрическая и геометрическая калибровки, которые проводились в ходе наземной отработки и корректировались в условиях реальной эксплуатации. Представлены результаты полетной калибровки с количественной и качественной оценками.

Ключевой вопрос эффективности использования данных — оперативность получения конечного продукта, пригодного для вторичной тематической обработки. Основным условием обеспечения требований оперативности является применение технологии потоковой обработки данных КМСС, внедренной в Научном центре оперативного мониторинга Земли. Приведены примеры использования данных КМСС для решения ряда тематических задач и проведения регионального мониторинга.

Руководитель: *Бессонов Р. В.***ИНТЕГРИРОВАННЫЕ ПРИБОРЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ
ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА***Г. А. Аванесов, Р. В. Бессонов, С. А. Дятлов*Учреждение Российской академии наук
Институт космических исследований РАН (ИКИ РАН), Москва

В ИКИ РАН уже в течение нескольких лет ведется работа по созданию интегрированного прибора, сочетающего звёздный датчик ориентации и датчики угловой скорости.

Создан интегрированный прибор БОКЗ-МФ (блок определения координат звёзд), в котором использованы датчики ADIS16251 фирмы Analog Devices (США), изготовленные по МЭМС-технологии. Эти датчики имеют уход на уровне 60 град/ч и шум около 3 угл. мин/с. Испытания на стенде и на реальном небе показали значительное преимущество интегрированного прибора перед звёздным датчиком без поддержки гиросредствами. Встроенные датчики угловой скорости позволили прибору определять грубо параметры ориентации при превышении максимальной угловой скорости для оптического канала, а сразу после снижения угловой скорости вступать в работу оптического канала при наличии априорной информации.

Следующим шагом развития интегрированных приборов стала модернизация прибора БОКЗ-МФ-01, в который встроены более точные датчики угловой скорости CRG20-01 фирмы Silicon Sensing (Великобритания). Эти датчики имеют характеристики, примерно в 10 раз превосходящие характеристики датчиков ADIS16251, при тех же габаритах, массе и энергопотреблении. Испытания датчиков CRG20-01 показали, что их точность сопоставима с точностью оптического канала.

С помощью этих датчиков стало возможным прогнозирование положения звёзд на кадре, из-за чего существенно расширен диапазон рабочих угловых скоростей оптического канала. Также существенно возросла точность определения параметров ориентации при

засветке поля зрения прибора яркими небесными телами или при превышении максимальной угловой скорости.

Параллельно в ИКИ РАН ведется разработка прибора БФНИ (блок формирования навигационной информации), который способен определять все параметры движения космического аппарата (КА). Прибор содержит датчики угловой скорости, приемник спутниковых навигационных систем ГЛОНАСС/GPS, солнечный датчик грубой ориентации и магнитометр. Кроме того, прибор способен перехватывать от звёздных датчиков информацию об ориентации на шине МКО (мультиплексный канал обмена), по которой строится равноточная по всем осям ориентация и осуществляется калибровка датчиков угловой скорости. В режиме точной ориентации прибор способен с частотой 10 Гц выдавать параметры ориентации с точностью не хуже 10 угл. с, координаты центра масс с точностью не хуже 10 м и текущее время с точностью не хуже 0,2 мкс.

Интегрирование приборов ведет к уменьшению числа сборочных единиц на борту КА, сокращению кооперации, увеличению помехозащищенности, упрощению процессов сборки и испытаний готового изделия и уменьшению его стоимости.

**АЛГОРИТМЫ СОВМЕСТНОЙ ОБРАБОТКИ ДАННЫХ ИЗМЕРЕНИЙ
ЗВЁЗДНЫХ КООРДИНАТОРОВ И ДАТЧИКОВ УГЛОВОЙ СКОРОСТИ***Г. А. Аванесов, Р. В. Бессонов, А. Н. Куркина, В. В. Сазонов*Учреждение Российской академии наук
Институт космических исследований РАН (ИКИ РАН), Москва

Совместное использование информации с оптических звёздных датчиков и гироскопов характерно для многих космических аппаратов (КА), что обусловлено особенностями датчиков обоих типов. В отличие от звёздных датчиков, гироскопы функционируют в широком диапазоне угловых скоростей независимо от внешних оптических условий, но при отсутствии коррекции по измерениям других приборов точность определения угловой скорости и параметров ориентации со временем снижается.

В настоящее время разрабатываются интегрированные приборы, в состав которых входят звёздные координаторы и датчики угловой скорости (ДУС). Математическая обработка информации с обоих типов датчиков позволяет определять параметры ориентации и угловой

скорости с частотой, необходимой для работы системы управления движением КА (10 Гц).

Приведены алгоритмы, входящие в состав программно-алгоритмического обеспечения (ПАО) интегрированных приборов. ПАО обеспечивает решение следующих задач:

- 1) совместная фильтрация измерений звёздного координатора и ДУС для формирования своевременной информации об ориентации и угловой скорости;
- 2) определение ориентации путем интегрирования измерений ДУС с момента получения последних измерений звёздного датчика при отсутствии оптических измерений;
- 3) уточнение параметров ДУС, подверженных случайному дрейфу, по измерениям звёздного координатора;
- 4) уточнение матрицы взаимной ориентации двух звёздных датчиков и построение равноточной трехосной ориентации.

Проведен анализ работы ПАО на основе данных, полученных путем компьютерного моделирования различных режимов вращения КА, а также на экспериментальных измерениях звёздных координаторов и датчиков угловой скорости.

АСТРОИНЕРЦИАЛЬНАЯ НАВИГАЦИОННАЯ СИСТЕМА АВИАЦИОННОГО ПРИМЕНЕНИЯ

Р. В. Бессонов, В. А. Ваваев, Е. А. Мысник

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

Существуют задачи, где требуется высокоточное наведение объекта, установленного на борту самолета, полностью автономными средствами. Традиционно такими средствами являются инерциальные навигационные системы (ИНС), чувствительные элементы которых, измеряя угловую скорость и линейное ускорение, позволяют определить все параметры ориентации и навигации объекта. Однако любой, даже самой высокоточной, ИНС присуще накопление ошибок траекторных измерений с течением времени. Системы ГЛОНАСС/GPS, измеряющие параметры навигации без накопления ошибок, нельзя считать полностью автономными, особенно для решения задач двойного назначения. Поэтому для автономной коррекции ошибок ИНС требуется построение альтернативных средств, способных измерять

направления на естественные астроориентиры, например звезды. Трудность при разработке таких средств заключается в необходимости регистрации звёзд, в том числе при дневных условиях освещения.

Системы, визирующие одиночные звёзды днём, разрабатывались в СССР и США начиная с 1980-х гг. В состав этих систем входили поворотные устройства, которые позволили поочередно наводить приборы на яркие звёзды по информации об их положении и по измерениям ИНС. В настоящий момент в ИКИ РАН ведется разработка бесплатформенного прибора звёздной ориентации авиационного применения, не требующего наведения. Такой прибор должен работать на борту самолета и определять параметры ориентации на высоте полета не ниже 10 км в любое время суток, визируя и распознавая звёзды в поле зрения прибора. Авиационный звёздный датчик должен работать совместно с высокоточной БИНС (бесплатформенная инерциальная навигационная система), периодически корректируя её ошибки и получая от нее априорную информацию об ориентации.

Изложены основные принципы разработки подобного прибора, где главной трудностью является выделение слабых сигналов от звёзд на фоне яркого дневного неба.

МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНЫЙ ЗВЁЗДНЫЙ ДАТЧИК ДЛЯ ПИКОКОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

*С. А. Антоненко, О. Н. Андреев, Г. В. Захаркин, А. Н. Липатов,
А. Н. Ляш, В. С. Макаров, А. П. Экономов*

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

На сегодняшний день имеется много задач по проведению постоянного мониторинга околоземного космического пространства. Как правило, решение таких задач должно осуществляться по измерениям во многих точках, по нескольким параметрам. В этом случае набор измерительных инструментов небольшой. Установка нескольких приборов на стандартный космический аппарат (КА) становится нецелесообразной в силу высокой стоимости одного космического аппарата, что останавливает работы по данному направлению. Для решения задач на основе сетевых структур необходимо использовать большое количество малых космических аппаратов. В ряде стран, включая Россию, проводятся работы по созданию малых аппаратов

(микро-, нано- и пикоКА). Наиболее перспективными для решения таких задач являются нано- и пикоКА, что в основном определяется их стоимостью. Нано- и пикоКА необходимо оснащать системой ориентации, что, в свою очередь, требует создания миниатюрных датчиков. На сегодняшний день уже существуют датчики массой в сотни граммов, что приемлемо даже для наноКА. В данной работе представлен звёздный датчик для применения на пикоКА. Датчик, по сути, универсальный, так как выполняет несколько функций. Он может работать собственно как звёздный, солнечный и как датчик угловой скорости. Применение универсального датчика с несколькими функциями обеспечивает значительную экономию по массе аппарата, что важно для пикоКА. Основой такого датчика является миниатюрная камера с пониженной чувствительностью.

Представлены результаты работы по конкретному решению проблемы создания многофункционального датчика для пикоКА. Рассмотрен конкретный вариант реализации такого датчика, при этом каждая функция датчика изложена в отдельности с обоснованием выбора параметров её выполнения.

ОРБИТАЛЬНЫЙ ШИРОКОУГОЛЬНЫЙ АСТРОГРАФ ДЛЯ ПОЛУЧЕНИЯ ИЗОБРАЖЕНИЙ ВЫСОКОГО АСТРОМЕТРИЧЕСКОГО И ФОТОМЕТРИЧЕСКОГО РАЗРЕШЕНИЯ

М. С. Чубей¹, А. В. Бахолдин², Г. И. Цуканова²

¹ Главная (Пулковская) астрономическая обсерватория РАН (ГАО РАН), Санкт-Петербург

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

Цель работы — сформулировать требования и техническое задание, произвести расчет астрографа трехзеркальной системы для получения изображения астрономических объектов дифракционного качества и разрешения, достигаемого в современных орбитальных экспериментах, выполненных и планируемых. Прибор, имеющий угловое поле зрения в 1° , разрабатывается для использования в орбитальных условиях по проекту «Орбитальная звёздная стереоскопическая обсерватория». (Чубей М. С. Межпланетная стереоскопическая обсерватория: астрономическая часть научной программы и компоновки // Изв. ГАО РАН. 2009. № 219. Вып. 4. Тр. Всерос. астрометрич. конф. «Пулково-2009». С. 361–368.) Ограничения со стороны компоновочных

условий диктуют ограничения по массе, требуют применения технологий изготовления облегченных оптических элементов и предъявляют особые требования к жесткости системы и к обеспечению её бортовой юстируемости.

При определении конструктивных параметров астрографа использованы алгебраический и оптимизационный методы расчета по теории минимизации оптических аберраций системы. Во всем поле астрограф имеет ортоскопическое изображение дифракционного качества в широком спектральном интервале.

Новизна работы состоит в том, что трёхзеркальная система в орбитальных условиях еще не имеет апробации, её изготовление в отечественных предприятиях пока не осуществляется ввиду отсутствия требуемого оснащения производства. Астрограф проектируется оснастить крупноформатной мозаикой ПЗС. Он предназначен для работы в дальнем космосе и может быть применен для получения изображений участков поверхностей планет (включая Землю и Луну) с высоким разрешением. Практическая ценность астрографа — возможность его использования в орбитальных (и в принципе, в наземных) условиях для выполнения наблюдений по программам фундаментальных астрономических и прикладных исследований, в том числе связанных с мониторингом поверхностей планет.

Астрограф может быть также использован для решения задач астероидно-кометной опасности, выполнения фундаментальных картографических работ в дальнем космосе при построении карт поверхностей планет Солнечной системы.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ КОМПЛЕКСА АППАРАТУРЫ КОСМИЧЕСКОЙ ОПТИЧЕСКОЙ ЛИНИИ СВЯЗИ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ ВЫСОКОТОЧНОЙ АВТОНОМНОЙ НАВИГАЦИИ И ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Б. В. Королёв, П. П. Кочергин

ОАО «Ракетно-космическая корпорация „Энергия“ им. С. П. Королёва», Королёв, Московская обл.

На основе использования линий связи оптического диапазона возможно создание ретрансляционной системы с космическими аппаратами (КА) на геостационарной орбите или других высоких орбитах для обслуживания низкоорбитальных космических аппаратов

(НОКА), что позволило бы достичь максимальной эффективности работы НОКА различного назначения.

Особенностью космических оптических линий связи является использование узкой диаграммы направленности излучения (единицы угловых секунд). Для обеспечения работы таких линий связи требуется высокоточная навигационная информация.

Если космические оптические линии связи работают в отдельных сеансах связи, то для каждого из них приходится рассчитывать высокоточную навигационную информацию. Результаты системных исследований показывают, что при таком использовании космические оптические линии связи практически не влияют на повышение оперативности получения и доставки потребителям целевой информации, а, следовательно, и не способствуют повышению эффективности работы группировок НОКА. Для достижения этих целей необходимо постоянное функционирование космических оптических линий связи между НОКА и КА-ретрансляторами. При этом оптические линии связи между высокоорбитальными КА и НОКА могут работать практически постоянно и в автоматическом режиме. Лишь периодически аппаратура космических оптических линий связи получает информацию о параметрах орбиты кооперируемых космических аппаратов и своими средствами обеспечивает собственную работу необходимой высокоточной навигационной информацией.

Благодаря этому становятся возможными доступ к любому НОКА, получение от него целевой информации и передачи её в любой из регионов практически в реальном масштабе времени. Кроме того, комплекс аппаратуры космической оптической линии связи потенциально позволяет автономно определять с высокой точностью положение центра масс и ориентацию осей НОКА без использования других навигационных средств, а, значит, и сократить привлечение средств наземного автоматизированного комплекса управления (НАКУ) при управлении работой НОКА.

СИСТЕМА НАВИГАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА В СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЕ

*С. А. Антоненко, О. Н. Андреев, Г. В. Захаркин,
А. Н. Липатов, В. С. Макаров, Н. А. Эйсмонт*

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

Как правило, для определения положения космического аппарата (КА) в пространстве Солнечной системы используются наземные радиостанции. Для этих целей в разных странах создана целая сеть таких станций. Тем не менее, существует необходимость в создании автономной системы навигации. Например, для земных условий такие системы созданы (GPS и ГЛОНАСС). Но если такие системы экономически оправданы для Земли, то создание подобных систем для Солнечной системы не приемлемо в силу дороговизны. Поэтому в настоящее время наиболее перспективными могут быть системы, использующие естественные опорные реперы для определения координат КА в пространстве Солнечной системы. Такими реперами могут быть планеты, эфемериды которых известны, Солнце и звёзды. При этом надо понимать, что такие системы должны вписываться в габариты и массу аппарата. Представлены результаты работы по созданию малогабаритной навигационной системы, предназначенной для космических аппаратов, осуществляющих исследовательские миссии в Солнечной системе. Предлагаемая система обеспечивает определение положения КА в инерциальной системе координат без применения наземных средств и является базовой для всех миссий. Использование автономных систем позволяет экономить ресурсы наземной дальней связи и осуществлять перелет КА в автоматическом режиме. Рассмотрены следующие вопросы:

- принцип построения навигации;
- требования к бортовой системе навигации;
- выбор аппаратного обеспечения бортовых систем навигации (вычислители, датчики, оптика);
- выбор и разработка программно-алгоритмического обеспечения бортовых систем навигации;
- влияние динамики движения КА на навигационную точность.

Для предлагаемой системы реперными точками были выбраны Солнце и звёзды. С их помощью достигается полная пространственная привязка положения аппарата в пространстве в любой момент

времени. Выбранные объекты обеспечивают необходимую точность в инерциальной системе координат для осуществления межпланетного перелета. Обоснован выбор данного решения.

СИСТЕМА СБОРА И ОБРАБОТКИ ИНФОРМАЦИИ КОМПЛЕКСА НАУЧНОЙ АППАРАТУРЫ ПРОЕКТА «СПЕКТР-РГ»

А. А. Фориш, М. И. Куделин, Т. Ю. Дроздова

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

Многообразие задач, стоящих перед участниками научных космических миссий, предполагает расположение на борту межпланетного аппарата большого количества научных приборов, выполняющих различные эксперименты. Эти приборы, как правило, отличаются друг от друга не только своим функциональным назначением, но и информационными, управляющими и телеметрическими интерфейсами.

Для каждого проекта разработчиками решается задача интегрирования таких разнообразных по своим интерфейсным характеристикам научных приборов в единый комплекс. Такое объединение позволяет упростить отработку аппаратных ресурсов космического аппарата, сократить сроки её выполнения. Оно обеспечивает возможность вести параллельно работы на двух функционально независимых комплексах: служебных системах и научных приборах. Решение этой задачи заключается в создании специального прибора, играющего роль интеллектуального интерфейса между командно-управляющими, информационными, телеметрическими системами космического аппарата и научными приборами.

Эта задача ставилась неоднократно. И на каждом этапе развития космического приборостроения и смежных отраслей находила свое решение. Приборы такого типа были разработаны при создании космических аппаратов, предназначенных для исследования кометы Галлея, Марса, Фобоса в проектах ВЕГА, «Марс-96», «Фобос», «Фобос-Грунт».

В проекте «Спектр-РГ» система сбора и обработки информации (ССОИ) объединяет в единый комплекс не только научные приборы, решающие задачи проекта, — блоки рентгеновских детекторов рентгеновского телескопа ART-XC, но и служебную аппаратуру — блок управления системы терморегуляции телескопа.

Рассмотрена история создания и направления модернизации приборов указанного типа, даны их сравнительные характеристики. Представлены система сбора и обработки информации (ССОИ) проекта «Спектр-РГ», её функциональное назначение и технические характеристики.

О СИСТЕМЕ ПАРАМЕТРОВ ПРИБОРОВ ЗВЁЗДНОЙ ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

В. И. Федосеев

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

Приборы ориентации космических аппаратов (КА) по звёздам уже много десятилетий используются в космической технике. Сложилась определённая система параметров, описывающая с достаточной полнотой свойства этих приборов, их поведение в различных ситуациях, реакцию на те или иные внешние воздействия — информационные и физические. Для современных звёздных приборов, широкое применение которых началось в 1990-х гг., эта система параметров претерпела существенные изменения информационного плана, вызванные значительным расширением функциональных возможностей этих приборов. Современные приборы ориентации КА по звёздам в отличие от предшествующих выполняют распознавание попадающих в их поле зрения групп звёзд и определяют углы трёхосной ориентации приборной системы координат относительно геоцентрической при произвольном положении оси визирования на звёздном небе, а также скорости изменения этих углов. В связи с этим система основных эксплуатационных параметров современных приборов включает следующие параметры:

- 1) точностные параметры;
- 2) время начального определения ориентации;
- 3) частота обновления информации при слежении;
- 4) допустимые угловые скорости вращения КА при слежении;
- 5) допустимые углы оси визирования прибора к источникам световых помех — Солнцу, освещённой Солнцем Земле и элементам конструкции КА;
- 6) допустимая яркость мешающего фона;

- 7) вероятность начальной выдачи информации об ориентации за заданное время по п. 2) — P_1 ;
- 8) вероятность выдачи информации об ориентации с требуемой периодичностью при слежении в течение заданного времени (например, в течение 1 ч) — P_2 ;
- 9) масса;
- 10) гарантируемый ресурс;
- 11) потребляемая мощность;
- 12) время готовности;
- 13) параметры внешних воздействий;
- 14) прочие (электрические параметры цепей питания, информационного взаимодействия, электромагнитных и электрических помех и др.).

Среди перечисленных эксплуатационных параметров отсутствуют такие традиционные параметры звёздных приборов как размер поля зрения и предельная величина рабочих звёзд. Это вызвано особенностями функционирования современных приборов.

Рассматриваются особенности группы информационных параметров (п. 1–8 из перечисленного перечня), пути и способы достижения их высокого уровня.

СИСТЕМАТИЧЕСКИЕ И СЛУЧАЙНЫЕ ОШИБКИ ПОЛОЖЕНИЯ ФОТОЦЕНТРОВ ЗВЁЗД НА МАТРИЧНЫХ ФОТОПРИЕМНИКАХ

М. Г. Никифоров, А. И. Захаров

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

Работа посвящена исследованию поведения систематической и случайной ошибки определения центра изображения объекта на матрице ПЗС в зависимости от функции рассеяния точки (ФРТ), интенсивности сигнала, физических характеристик матрицы ПЗС и алгоритмов обработки изображения.

Исследование алгоритмов нахождения фотоцентров изображения объекта показывает, что все оценки положения центра изображения звезды, сделанные с помощью стандартно используемых методов обработки, оказываются смещенными. Ошибка имеет нелинейный

характер и наиболее сильно проявляется для слабых звёзд. Предложены теоретические оценки нахождения этих смещений для двух видов алгоритмов.

Показано, что, независимо от ФРТ-сигнала, систематическая ошибка определения центра изображения объекта складывается из двух компонент. Первая составляющая этой ошибки связана с дискретностью матричного фотоприемника, вторая компонента — с ограниченностью обрабатываемой области считывания сигнала (обрезанием сигнала).

Общая систематическая ошибка имеет ярко выраженный минимум. Для достижения оптимальной точности наиболее предпочтительно вести работу в минимуме систематической ошибки.

Установлено, что случайная ошибка измерения пропорциональна отношению полуширины сигнала к размеру пикселя и обратно пропорциональна отношению сигнала к шуму независимо от ФРТ и способа обработки сигнала.

При высоком отношении сигнала к шуму $S/N > 10^3$ наиболее точный результат обеспечивается методом средневзвешенного центра, а при $S/N < 100$ более эффективен модифицированный метод средневзвешенного центра. Приведенные оптимумы алгоритмов зависят от ФРТ и могут несколько изменяться. Поэтому при обработке информации в астродатчиках представляется целесообразной реализация обоих алгоритмов определения центра сигнала.

МАСТЕР КАТАЛОГ ПРОЕКТА ВКО-УФ: АСТРОНОМИЧЕСКАЯ СОСТАВЛЯЮЩАЯ СИСТЕМЫ ТОЧНОГО НАВЕДЕНИЯ ТЕЛЕСКОПА Т-170

Н. В. Чупина¹, А. Э. Пискунов¹, Н. В. Харченко²

¹ Учреждение Российской академии наук
Институт астрономии РАН (ИНАСАН), Москва

² Главная астрономическая обсерватория
Национальной академии наук Украины (ГАО НАНУ), Киев

Для планирования и обеспечения наблюдений с помощью телескопа Т-170, установленного на орбитальной астрофизической обсерватории ВКО-УФ, необходимо иметь набор высокоточных данных, позволяющих строить подробные карты участков неба, отождествлять объекты в поле зрения датчика гида, а также стабилизировать телескоп

в ходе наблюдений по гидировочным звёздам. Таким набором данных является Мастер Каталог (МК). МК должен оптимальным образом сочетать предельную звёздную величину для обеспечения достаточного количества звёзд в поле зрения датчиков гида, необходимую точность координат и близость эпохи МК к программным наблюдениям, представлять координаты объектов МК в системе ICRS и иметь фотометрическую систему, максимально приближенную к инструментальной системе датчиков гида. Отвечающий этим требованиям каталог создан на основе «Всенебесного каталога точечных источников 2MASS», включающего точные и однородные позиционные и инфракрасные фотометрические данные для 470 млн источников всего неба. При создании МК инфракрасные фотометрические данные были редуцированы к фотометрической системе датчиков гида. Описываются методика создания МК, его структура, особенности состава и возможные пути его совершенствования.

ОЦЕНКА ТОЧНОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ФАЗЫ ИМПУЛЬСА РЕНТГЕНОВСКОГО ПУЛЬСАРА ДВИЖУЩИМСЯ КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ

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

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

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

Рассматриваются влияние различных параметров импульсов рентгеновских пульсаров и методики измерения временной последовательности восстановления смещения нулевой фазы импульса и проекции скорости КА на направление — рентгеновский пульсар. Предложен линейный метод определения этих параметров, отличающийся высо-

кой эффективностью, малым потребным временем измерения сигнала и умеренными требованиями к вычислительным мощностям (бортовому компьютеру). Данный метод применим к участкам траектории КА (орбитам), на которых вектор скорости КА остается неизменным.

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

Р. Б. Немучинский, М. Ю. Овчинников

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

Наноспутники являются недорогим средством исследования околоземного пространства. Вследствие их ограниченного размера и малой энерговооруженности целесообразно использовать, когда это возможно, пассивные элементы. Одной из разновидностей пассивных датчиков, пригодных для установки на наноспутниках, являются ретрорефлекторы. В настоящей работе изучаются возможности использования лазерных ретрорефлекторов для решения задачи определения параметров углового движения спутника.

Рассматривается задача определения ориентации спутников по измерениям сигнала от наземного лазерного телескопа, отраженного установленными на их борту ретрорефлекторами. В качестве примера используется наноспутник REFLECTOR (США), запущенный 10 декабря 2001 г. с целью калибровки таких телескопов (*Овчинников М. Ю., Шаргородский В. Д., Пеньков В. И., Мирер С. А., Герман А. Д., Немучинский Р. Б.* Наноспутник REFLECTOR. Выбор параметров системы ориентации // *Космич. исслед.* 2007. Т. 45. № 1. С. 67–84). Рефлекторы на наноспутнике REFLECTOR размещены с целью определения фактического движения его центра масс, поэтому для него оказалось возможным определить лишь скорость прецессии вокруг вектора кинетического момента. Использовалась статистическая обработка данных измерений.

Аналитически показана возможность определения одноосной ориентации спутника локальными методами. При реализации выделенного класса движений удастся определить характеристики трёхосной ориентации (*Немучинский Р. Б., Овчинников М. Ю.* Наблюдаемость тела с закрепленной точкой, снабженного лазерными

ретрорефлекторами: Препринт Института прикладной математики им. М. В. Келдыша РАН. М.: ИПМ, 2009. № 12. Режим доступа: <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2009-12>). На основании проведенных исследований сформулированы рекомендации по размещению ретро-рефлекторов на космическом аппарате. В общем случае верификация метода базируется на обработке данных моделированных измерений.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ГЕОВЕРТИКАЛИ ПО НАБЛЮДЕНИЮ ЛИМБА ЗЕМЛИ

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

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

Сегодня основным методом определения направления на центр видимого изображения Земли — геовертикали — является определение границ изображения Земли в инфракрасном диапазоне. Однако яркость Земли меняется в зависимости от состояния океанов, суши и облачного покрова, фазового угла Солнца и состава аэрозолей в атмосфере.

Из-за описанных выше проблем типичная погрешность методов определения геовертикали (или горизонта Земли), основанных на анализе яркости изображения Земли, составляет 30 угл. с и выше. К примеру, датчики Земли французской аэрокосмической фирмы Sodern имеют погрешность определения направления на Землю 1 угл. мин при частоте обновления информации 1,25 Гц для геостационарной орбиты, для низких орбит — погрешность 2 угл. мин при частоте 1 Гц.

В ультрафиолетовом диапазоне электромагнитного излучения существует интервал длин волн, для которого: а) излучение Солнца еще достаточно сильно для ведения наблюдений; б) плотные слои атмосферы Земли на высотах ниже 10...15 км слабо пропускают это излучение, т. е. отражение от облачного покрова и от поверхности Земли не оказывает существенного влияния на изображение. Излучение лимба Земли в этом диапазоне почти целиком связано с молекулярным рассеянием излучения Солнца.

Интенсивность свечения лимба пропорциональна падающему на участок атмосферы потоку ультрафиолетового излучения Солнца и

плотности воздуха на заданной высоте. Поэтому, несмотря на то, что интенсивность излучения лимба изменяется, положение максимума радиального градиента интенсивности излучения слабо зависит от потока излучения и фазового угла Солнца и определяется в основном строением верхней атмосферы.

Предлагаемый метод определения геовертикали состоит в следующем:

- 1) проводятся наблюдения лимба Земли в описанном выше ультрафиолетовом диапазоне солнечного излучения;
- 2) для увеличения радиального разрешения изображения лимба может быть построена специальная оптическая система, сжимающая изображение в центре поля зрения и растягивающая его на краях;
- 3) по изображению лимба Земли или нескольким его сегментам строится линия максимума радиального градиента интенсивности, затем находится центр этой кривой, который определяет направление геовертикали.

ДЕМПФИРОВАНИЕ УГЛОВОЙ СКОРОСТИ СПУТНИКА ПРИ ПОМОЩИ ТОКОВЫХ КАТУШЕК С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ИЗМЕРЕНИЙ СОЛНЕЧНОГО ДАТЧИКА

С. О. Карпенко, Д. С. Ролдугин

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

Цель работы — поиск альтернативы магнитометру в виде иного позиционного датчика, например солнечного, для демпфирования угловой скорости собственного вращения спутника при помощи магнитных токовых катушек.

Обычной практикой использования токовых катушек является демпфирование с их помощью остаточной угловой скорости после отделения спутника от ракеты-носителя. В качестве датчика определения ориентации на этом этапе традиционно используется магнитометр. В случае же выхода из строя магнитометра аппарат может быть «потерян», поскольку без демпфирования начальной угловой скорости не будут работать иные, более точные алгоритмы управления ориентацией. Обычно на спутнике используется пара магнитометр — солнечный датчик. Поэтому возникает необходимость поиска

альтернативы магнитометру, пусть не столь эффективной, но позволяющей использовать иные средства измерений, например, солнечный датчик.

Солнечный цифровой датчик может определить направление на Солнце в связанной со спутником системе координат. Имея на борту информацию о положении спутника на орбите, можно рассчитать угол α между направлением на Солнце и вектором местной индукции геомагнитного поля. В работе показано, как используется эта информация в алгоритме демпфирования угловой скорости вращения спутника с помощью токовых катушек, аналогичном известному алгоритму $Vdot$. (Овчинников М. Ю., Пеньков В. И., Ролдугин Д. С., Карпенко С. О. Исследование быстродействия алгоритма активного магнитного демпфирования: Препринт Института прикладной математики им. М. В. Келдыша РАН. М.: ИПМ, 2010. № 1. 30 с. Режим доступа: <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2010-16>).

С применением для описания углового движения спутника переменных Белецкого-Чернуосько в работе исследуется режим демпфирования угловой скорости спутника при помощи предлагаемого алгоритма, названного $Sdot$. Рассматривается модельная задача движения спутника в постоянном магнитном поле и движение в поле осредненной модели. Определяется эффективность работы системы при различных значениях угла α . Это позволяет для известной орбиты спутника построить зависимость угла α от времени. По этой информации определяются моменты включения катушек.

Работа выполнена при поддержке РФФИ. Выражаем благодарность профессору М. Ю. Овчинникову за внимание к работе.

ПРИБОР ОПРЕДЕЛЕНИЯ КООРДИНАТ СОЛНЦА БОКС-01

*А. И. Бакланов, Г. В. Бунтов, В. В. Жевако,
А. С. Забиякин, Л. Ф. Кононова, В. А. Фокин*

Филиал ФГУП Государственного научно-производственного ракетно-космического центра «ЦСКБ-ПРОГРЕСС» — научно-производственное предприятие «ОПТЭКС» (ФГУП «ГНП РКЦ «ЦСКБ-ПРОГРЕСС» НПП «ОПТЭКС»), Москва

Филиал НПП «ОПТЭКС» разработало и производит приборы определения координат Солнца БОКС и БОКС-01.

Прибор БОКС, ЦТЕАЗ.352.006, был разработан в конце 1990-х гг. по заданию РКК «Энергия». Он эксплуатировался на КА «Ямал-100» и функционирует на КА «Ямал-200».

В настоящее время проведена модернизация прибора БОКС и разработан новый вариант прибора — БОКС-01 — с увеличенным в два раза полем зрения прибора.

Характеристики прибора БОКС-01

Поле зрения, не менее	182×56°
Предельная погрешность, не более	1 угл. мин
Резервирование	полное «холодное»
Ресурс, не менее	15 000 ч
Интерфейс	ГОСТ Р 52070-2003
Напряжение питания	23...34 В
Потребляемая мощность, не более	7,5 Вт
Масса	3,0 кг

Для проведения калибровки и подтверждения точностных параметров приборов БОКС и БОКС-01 разработан и изготовлен точностной стенд с имитатором Солнца и системой угловых отсчетов. Проведены испытания точностного стенда как средства измерения с целью утверждения его типа.

Рассматриваются структурная схема прибора БОКС-01, режимы его работы, физическая модель и алгоритмы калибровки. Приводятся описание и характеристики точностного стенда.

ФАСЕТОЧНЫЕ СОЛНЕЧНЫЕ ДАТЧИКИ И ИХ ВОЗМОЖНОСТИ

В. Д. Глазков

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

С созданием и промышленным освоением тонкослойных фотоэлектрических преобразователей (ФЭП) наблюдается очередной виток дальнейшего совершенствования и развития бескамерных фасеточных солнечных датчиков (ФСД) как систем технического зрения (СТЗ), используемых для ориентации и навигации космических аппаратов (КА). В отличие от солнечных датчиков камерного типа, имитирующих работу глаза человека, ФСД альтернативны по

своему построению, так как моделируют в определенной степени конфигурацию нейросуперпозиционного фасеточного глаза насекомых. В них не обязательны элементы собирающей и преломляющей оптики. ФСД — статические, двухкоординатные, линейные по полю обзора СТЗ, представляют собой наборы ФЭП, расположенных на гранях открытой моноблочной или распределенной конструкции фасеточной формы, и устройств обработки их токов. Рассматриваемые ФСД — предельно дешёвые, миниатюрные, быстродействующие, высоконадежные бортовые системы, имеющие ультрамалые величины массы, объема и электропотребления, которые простым образом решают проблему обзора больших полей зрения с достаточным разрешением.

Изложена сущность реализации ФСД. Показано, что определяющим для ФЭП в ФСД является форма чувствительной поверхности и их относительное угловое расположение друг к другу. Принцип работы ФСД — суммация токов пар ФЭП. До проведения операции суммации встречных фототоков важно добиться, чтобы апертурные характеристики ФЭП имели одинаковые скорректированные зависимости фототоков от угла падающего на них излучения Солнца — это основа успеха работы ФСД. Приводятся способы коррекции этой зависимости.

Изложены способы устранения влияния сторонних засветок ФЭП на выходные результаты. К возможностям ФСД следует отнести простоту построения СТЗ, имеющих различные по площади поля обзора. Показано, что с использованием тонкослойных ФЭП нет принципиальных ограничений по созданию автономных — энергонезависимых — ФСД. Увеличение разрешения по полю обзора реализуется в СТЗ с помощью ФЭП с анизотропными апертурными характеристиками, а также путем формирования композиций из солнечных датчиков двух типов: ФСД и камерных, выполненных на основе небольших фотодиодных массивов. Способы и решения новы и оригинальны. Они особенно актуальны при создании ФСД для нано-, микро- и малых КА и будут способствовать дальнейшему развитию бескамерных бортовых и наземных СТЗ, решающих задачи ориентации и навигации.

АВТОНОМНЫЙ ФАСЕТОЧНЫЙ СОЛНЕЧНЫЙ ДАТЧИК

В.Д. Глазков

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

Изложена концепция построения автономного фасеточного солнечного датчика. Суть метода решения задачи заключается в комплексном использовании граней моноблочной или распределённой конструкции солнечного датчика как для определения направления на Солнце, так и для получения электроэнергии, необходимой для питания функциональных обрамляющих датчик элементов, с помощью различных для этого устройств.

Фактически без увеличения объема исходной конструкции фасеточной формы в ней размещаются два прибора: солнечный датчик и автономный генератор электроэнергии на основе солнечных элементов — главная часть местного источника питания. Новизна концепции заключена в создании на гранях штабелей из двух слоев фотодиодов: солнечного датчика на прозрачной для света подложке — верхний слой, и солнечных элементов электрогенератора — нижний слой. Подобный подход позволяет сохранить уникальные параметры и все возможности фасеточного солнечного датчика и обеспечить его независимость от системы, для которой он предназначен, что существенно увеличивает живучесть как космического аппарата, так и самого солнечного датчика. Кроме того, повышается эффективность использования энергии Солнца, которая не обращается преимущественно в тепло, нагревая приборы фасеточного солнечного датчика, а расходуется, после преобразования, в фототок. В этом главное преимущество метода решения поставленной задачи, которое достигается путем избирательного использования тонкослойных полосовых фотоэлементов, чувствительных в различных спектральных диапазонах электромагнитного солнечного спектра — от 0,2 до 4,0 мкм.

Практическая полезность автономного фасеточного солнечного датчика заключается в его мобильности и высокой надежности. Достаточно установить на космическом аппарате или около него такой автономный прибор, чтобы он сразу выполнил через согласованный или базовый интерфейс свои функции — определение направления на Солнце с целью оперативного управления объектом по данным этого датчика. Автономный фасеточный солнечный датчик перспективен не только для любых видов космических аппаратов, но и благодаря

уникальным возможностям, своей автономности, мобильности, повышенному ресурсу работы, ультрамалым массе и объему, оптимальному отношению цена/качество актуален при решении многих задач на или около поверхности планет Солнечной системы, в том числе и на Земле.

Секция № 2

МЕТОДЫ И СРЕДСТВА НАЗЕМНОЙ ОТРАБОТКИ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫХ ПРИБОРОВ

Руководитель: *Воронков С. В.*

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ПРОВЕРКА ФОТОМЕТРИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ МАСТЕР КАТАЛОГА И ЧУВСТВИТЕЛЬНОСТИ МАКЕТА СИСТЕМЫ ДАТЧИКОВ ГИДА ПРОЕКТА ВКО-УФ («СПЕКТР-УФ»)

*А. С. Шугаров*¹, *С. В. Воронков*², *Н. В. Чупина*¹,
*А. Э. Пискунов*¹, *Н. В. Харченко*³

¹ Учреждение Российской академии наук
Институт астрономии РАН (ИНАСАН), Москва

² Учреждение Российской академии наук
Институт космических исследований РАН (ИКИ РАН), Москва

³ Главная астрономическая обсерватория
Национальной академии наук Украины (ГАО НАНУ), Киев

Точное наведение и стабилизация космического телескопа Т-170М проекта ВКО-УФ («Спектр-УФ») будет осуществляться с помощью системы датчиков гида (СДГ). В качестве каталога гидировочных звёзд для СДГ будет использован разработанный в ИНАСАН специальный Мастер Каталог (МК).

Условия работы СДГ таковы, что на больших галактических широтах в поля зрения каждого датчика будет попадать по 1–2 звезды 16–17-й звёздной величины, т. е. СДГ будет работать близко к порогу чувствительности и к границе полноты МК. Для успешного отождествления в описанных условиях, помимо координат, необходимо иметь достаточно достоверную информацию о яркости объектов.

Для определения реальной фотометрической точности МК было решено провести наземные наблюдения в спектральной полосе, максимально приближенной к СДГ космического телескопа.

Наблюдения проводились в 2009–2010 гг. с ПЗС-камерой S1C на телескопе Цейсс-600, с макетами СДГ на телескопах Цейсс-2000, Цейсс-1000 в обсерватории на пике Терскол и в Специальной астрофизической обсерватории Российской академии наук.

По результатам работы получены оценки средней фотометрической точности МК, вариации точности по небу, количество сильных

фотометрических отскоков, проведен анализ возможности использования специальных флагов МК для отсеивания потенциально «плохих» объектов.

В ходе работы также была измерена чувствительность макета СДГ.

ПРОГРАММНО-АППАРАТНЫЕ СРЕДСТВА НАЗЕМНОЙ ОТРАБОТКИ СИСТЕМЫ ДАТЧИКОВ ГИДА ТЕЛЕСКОПА Т-170М

*Е. В. Белинская, С. В. Воронков, И. Ю. Катасонов,
Е. В. Коломеец, В. А. Шамис*

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

Одним из текущих проектов ИКИ РАН является разработка системы датчиков гида (СДГ) телескопа Т-170М, предназначенного для исследования космического пространства в ультрафиолетовом диапазоне длин волн с высоким угловым разрешением.

Задача СДГ — формирование информации об ориентации, на основании которой осуществляется наведение телескопа с высокой точностью в заданную область и стабилизация его в требуемом положении в течение длительного периода времени (до 30 ч).

Для моделирования логического и информационного взаимодействия бортового комплекса управления телескопа (БКУ) с СДГ разработан программно-аппаратный имитатор СДГ (ПАИ СДГ), заменяющий реальный прибор при испытаниях на комплексном стенде предприятия-разработчика БКУ (Московское опытно-конструкторское бюро «Марс»). ПАИ СДГ состоит из блока управления на базе ноутбука, модуля сопряжения с резервированным мультиплексным каналом, блока имитации телеметрических сигналов и электрической нагрузки по цепям питания и программного обеспечения.

Программное обеспечение ПАИ СДГ не содержит алгоритмов распознавания и при имитации используются заранее заданные выходные данные. Для отработки имитатора контура угловой стабилизации, разработанного НПО им. Лавочкина, в ИКИ РАН создан стенд, в состав которого входит программно-аппаратный комплекс (ПАК) СДГ. ПАК СДГ позволяет моделировать изображение небесной сферы на ДГ с учетом шумовых характеристик прибора, обрабатывать указанное изображение и осуществлять информационный обмен с персональной электронно-вычислительной машиной (ПЭВМ), ими-

тирующей работу контура угловой стабилизации. ПАК СДГ получает данные о текущей ориентации телескопа, формирует изображение и вычисляет ориентацию, используя математическую модель СДГ. Таким образом, стенд позволяет оценить точностные характеристики работы СДГ.

Использование ПАИ СДГ и ПАК СДГ позволяет повысить эффективность совместных работ ИКИ РАН, НПО им. С. А. Лавочкина и МОКБ «Марс» по наземной отработке функционирования СДГ.

ПРОГРАММНО-АППАРАТНЫЙ ИМИТАТОР ВИДЕОТРАКТА ЗВЁЗДНОГО ДАТЧИКА БОКЗ-М60/1000

Ю. В. Норов, М. И. Куделин

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

Постоянно растущие требования к качеству и надежности работы систем навигации космических аппаратов и, в частности, приборов ориентации по звёздам приводят к усложнению их программной и аппаратной архитектур.

Для упрощения создания и отладки программного кода определения ориентации спутника необходимо иметь эффективный набор имитаторов полета космического аппарата по орбите. Отделом оптико-физических исследований ИКИ РАН разработан ряд оптико-электронных имитаторов звёздного неба. Все они основаны на формировании изображения участка звёздного неба на фоточувствительной матрице звёздного датчика.

Целью данной работы является создание программно-аппаратного имитатора видеотракта звёздного датчика БОКЗ-М60/1000. Разработанный имитатор подсоединяется напрямую к цифровому интерфейсу вычислительного блока, с одной стороны, и к ЭВМ, на которой происходит формирование кадра участка звёздного неба, — с другой. Имитатор поддерживает интерфейс видеотракта звёздного датчика. Подключение к ПК осуществляется по стандартному интерфейсу USB.

Сгенерированное изображение части звёздного неба передается без участия видеотракта. Помимо обычных преимуществ, которые дает цифровой способ передачи информации, применительно к данной задаче существует ряд специфических свойств:

- уменьшение массы и габаритов установки;
- отсутствие оптических каналов;
- имитация фоточувствительной матрицы с определенными пользователем параметрами;
- упрощение отладки программного кода.

СТЕНД НАЗЕМНОЙ ОТРАБОТКИ КОМПЛЕКСА ТЕЛЕВИЗИОННОЙ СИСТЕМЫ НАВИГАЦИИ И НАБЛЮДЕНИЯ

Е. В. Коломеец¹, Р. В. Гордеев¹, Б. С. Дунаев¹, Б. С. Жуков¹, С. Б. Жуков²

¹ Учреждение Российской академии наук
Институт космических исследований РАН (ИКИ РАН), Москва

² Автономная некоммерческая организация «Космос — Наука и Техника»,
Москва

Разработанный в ИКИ РАН стенд наземной отработки телевизионной системы навигации и наблюдения (ТСНН) позволяет имитировать на Земле светооптические условия, приближенные к условиям работы съемочных камер ТСНН на этапе подлета к Фобосу и посадки космического аппарата.

Стенд предназначен для испытания телевизионных камер УТК и ШТК с фокусными расстояниями 500 и 18 мм, имеющих поля зрения 0,85 и 23° и работающих в диапазоне длин волн 0,4...1 мкм.

В состав стенда входят: управляющий компьютер с цифровым монитором, блок интерфейсов, оптические коллиматоры с набором светофильтров, имитаторы поверхности Фобоса (ИПФ), а также источник питания для установки бортового напряжения 24...4 В.

Разработанное программно-алгоритмическое обеспечение (ПАО) стенда ТСНН позволяет решать следующие основные задачи:

- управление камерами ТСНН в соответствии с требованиями бортового вычислительного комплекса в основных режимах работы: «Последовательная съёмка», «Съёмка звёзд» и «Посадка»;
- формирование модельных оптических изображений Фобоса на ИПФ, соответствующих основным этапам полета и режимам работы ТСНН;
- визуализация полученного изображения и репортажного кадра, построение карты пригодности поверхности для посадки и указание оптимального места посадки;

- отображение выбранных опорных объектов и результатов установления соответствия в моно- и стереорежимах;
- отображение результатов измерений расстояния до поверхности Фобоса и бокового смещения.

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

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

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

Приборы БОКЗ-М успешно эксплуатируются на космических аппаратах (КА) дистанционного зондирования Земли из космоса и других аппаратах, где требуется определение абсолютной инерциальной ориентации.

Для координатной привязки элемента съемочной системы высокого пространственного разрешения (с элементом разрешения 10 м) требуется точность порядка 2 угл. с по трем углам аппарата: крену, тангажу и курсу.

Прибор БОКЗ-М имеет точность углового позиционирования оси Z 1,5 угл. с при измерении параметров вращения вокруг осей X , Y . При измерении параметров вращения вокруг оси Z точность определения угла составляет 15 угл. с.

Для повышения точности определения ориентации предлагается использовать синхронно работающую систему приборов на борту КА — достаточно, по крайней мере, работать с двумя приборами. Тогда при расчете окончательной трехосной ориентации нет необходимости использовать углы разворота вокруг оси Z , которые вычисляются со значительной ошибкой.

С целью выявления точностных зависимостей параметров ориентации от угла установки прибора и систематических составляющих при определении ориентации системой приборов проведен эксперимент по синхронному определению ориентации тремя приборами на Земле.

В ходе эксперимента приборы устанавливались под углами между оптическими осями в 10 град друг к другу. Проводилась синхронная съёмка звёздного неба, как в покадровом режиме, так и в режиме

штатного определения ориентации в течение нескольких часов. В результате обработки оценивались средний угол между осями Z приборов и его среднеквадратичное отклонение. Определялась также площадь сферического треугольника на сфере единичного радиуса, заключенная между осями трех приборов.

Систему приборов БОКЗ-М следует устанавливать на космические аппараты, для которых требуется высокая точность определения параметров трехосной ориентации (до 2 угл. с).

СРЕДСТВА НАЗЕМНОЙ ОТЛАДКИ АСТРОПРИБОРОВ В СОСТАВЕ КОМПЛЕКСНЫХ СТЕНДОВ

С. В. Воронков, Б. С. Дунаев, А. В. Никитин, В. А. Шамис

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

Задача отладки программно-алгоритмического обеспечения разрабатываемых приборов астроориентации занимает важное место при проведении наземных испытаний. Значительная часть подобных работ проводится на предприятии-изготовителе, при этом выполняется автономная отработка прибора и не рассматривается его взаимодействие с другими элементами системы управления, в состав которой он входит. В то же время перед разработчиками космического аппарата стоит задача комплексной проверки всей системы, для проведения которой требуется создание специальных средств моделирования условий работы приборов в космосе. В случае астроприборов такими средствами являются имитаторы звёздного неба, которые, с одной стороны, должны обеспечивать моделирование движения небесной сферы в поле зрения прибора, и, с другой стороны, быть совместимыми с оборудованием комплексных стендов на предприятии-заказчике для обеспечения обратной связи в процессе имитационного моделирования.

В текущем году по заказу ОАО «ВПК „НПО машиностроения“» в ИКИ РАН разработан комплекс проверки функционирования (КПФ), который предназначен для проведения отладки приборов БОКЗ-М (блок определения координат звёзд) и программного обеспечения системы ориентации и стабилизации космического аппарата в решении задач астроориентации по приборам БОКЗ-М. Приводится описание КПФ, рассматриваются особенности его ис-

пользования при наземных проверках функционирования БОКЗ-М в составе космического аппарата.

Для другого разрабатываемого в ИКИ РАН астроприбора — системы датчиков гида (СДГ) — создан стенд полунатурного моделирования контура прецизионной стабилизации телескопа Т-170М, который предназначен для использования в НПО им. С. А. Лавочкина. Рассмотрены принципы функционирования стенда, его программно-математического аппарата и приведены рекомендации по проведению наземной отладки СДГ.

ЛАБОРАТОРНЫЙ СТЕНД ДЛЯ ОТРАБОТКИ МАКЕТА ЗВЁЗДНОЙ КАМЕРЫ

А. А. Дегтярев¹, С. С. Ткачев¹, Д. А. Мыльников²

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

² Государственное образовательное учреждение высшего профессионального образования «Московский физико-технический институт (государственный университет)» (МФТИ), Москва

Одной из важных задач, решаемых при подготовке космических миссий, является наземная отработка датчиков ориентации, которые предполагается использовать на аппарате. Рассматриваются вопросы создания и отработки лабораторного стенда макетирования работы звёздной камеры (звёздного датчика), позволяющей проводить полунатурное моделирование работы данного устройства.

Для отработки макета звёздной камеры в учебно-исследовательской лаборатории «Управление и динамика сложных информационно-механических систем» при кафедре теоретической механики МФТИ создан лабораторный стенд, позволяющий проводить тестирование различных этапов работы этого устройства. В состав стенда входят два персональных компьютера и веб-камера. На мониторе одного из компьютеров моделируется картина звёздного неба, наблюдаемая со спутника с заданными параметрами и характеристиками движения. Другой компьютер служит для приема и обработки изображений, поступающих с камеры. Основная задача созданного стенда — разработка и исследование алгоритмов функционирования макета звёздного датчика. В перспективе стенд может использоваться для тестирования реальных устройств.

В процессе работы решаются следующие задачи:

- разработка и создание имитатора звёздного неба, в качестве которого выступает монитор РС, где отображается модель наблюдаемой части неба, определяемая программно заданными характеристиками движения математической модели аппарата;
- разработка, тестирование и оптимизация алгоритмов калибровки звёздной камеры, необходимых для корректной работы прибора; при этом разрабатываются универсальные методы, которые могут быть использованы для калибровки как камеры в составе лабораторного стенда, так и реального прибора, при его подготовке к миссии;
- разработка, тестирование и оптимизация алгоритмов анализа изображений;
- разработка, тестирование и оптимизация алгоритмов поиска характерных звёздных конфигураций и вычисления текущей ориентации аппарата;
- разработка, тестирование и оптимизация алгоритмов определения полного вектора углового состояния аппарата (ориентации и угловой скорости).

Все вышеизложенные задачи нашли отражение в разработанных и подготовленных учебно-методических работах, которые проводятся с молодыми специалистами по данной тематике.

ЛАБОРАТОРНЫЙ СТЕНД ДЛЯ ОТРАБОТКИ АЛГОРИТМОВ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИИ И НАВИГАЦИИ, ОСНОВАННЫХ НА ОБРАБОТКЕ ВИДЕОИЗОБРАЖЕНИЙ ОБЪЕКТА И ЗВЁЗДНОГО НЕБА

Д. С. Иванов¹, М. Ю. Овчинников¹, С. П. Трофимов², Д. О. Нуждин²

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

² Государственное образовательное учреждение высшего профессионального образования «Московский физико-технический институт (государственный университет)» (МФТИ), Москва

Описывается стенд, разработанный в Центре прикладных космических технологий и микрогравитации — ZARM (г. Бремен, Германия), и рассматриваются реализованные для него алгоритмы управления движением и ориентацией. Стенд включает стол со стеклянным по-

крытием и макеты на воздушной подушке с импульсными двигателями. Такая конструкция позволяет моделировать управляемое плоское движение тела. Сбор информации с установленных на макете датчиков (ДУС и акселерометры) и управление клапанами двигателей и воздушной подушки осуществляется бортовым компьютером.

Реализованные алгоритмы основаны на обработке изображений, получаемых с укрепленной на макете камеры. Объектом распознавания служит освещенная часть другого аппарата (моделирование группового полета спутников (*Иванов Д. С., Овчинников М. Ю., Трофимов С. П.* Применение фотограмметрического метода в задаче автономного определения относительного движения группы макетов: Препринт ИПМ им. М. В. Келдыша РАН. М.: ИПМ, 2010. № 5. 20 с. Режим доступа: <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2010-5>) и конфигурация «звёзд», попадающих в поле зрения камеры. Звёздное небо имитируется прикрепленными к потолку светодиодами (*Иванов Д. С., Вальтер Т., Биндель Д., Овчинников М. Ю.* Стенд для отработки алгоритмов управления движением многоэлементных систем: Препринт ИПМ им. М. В. Келдыша РАН. М.: ИПМ, 2008. № 56. 32 с. Режим доступа: <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2008-56>). Для обеспечения надёжности получаемые данные о положении и ориентации аппарата сравниваются с данными датчиков и служат целям устранения ошибок интегрирования. Демонстрируются результаты экспериментов по выполнению заданного типа относительного движения для двух макетов. Обсуждается точность рассматриваемых алгоритмов, предлагаются варианты их усовершенствования.

Работа выполнена при поддержке РФФИ, DAAD и Программы поддержки ведущих научных школ России. Выражаем благодарность Д. Бинделю (ZARM) за постоянное внимание к работе.

ЛАБОРАТОРНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ АЛГОРИТМОВ ОПРЕДЕЛЕНИЯ И УПРАВЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИЕЙ МИКРОСПУТНИКОВ

Д. С. Иванов¹, Д. О. Нуждин², К. В. Егоров²

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

² Государственное образовательное учреждение высшего профессионального образования «Московский физико-технический институт (государственный университет)» (МФТИ), Москва

Перед запуском искусственный спутник Земли подвергаются многоэтапным проверкам и испытаниям. Эти испытания дают важную информацию о его будущем поведении на орбите, позволяют выявить ошибки, допущенные при его разработке и изготовлении, помогают найти границы применимости того или иного метода управления и многое другое, на основе чего можно надеяться на четкую и надежную работу спутника на орбите.

В Институте прикладной математики им. М. В. Келдыша РАН разработан стенд, на котором исследуется движение спутников и верифицируются алгоритмы определения ориентации и управления ориентацией микроспутников. Стенд представляет собой тело, подвешенное на струне, с периферией, системой управления и имитаторами внешней среды (*Овчинников М. Ю., Ткачев С. С.* Компьютерное и полунатурное моделирование динамики управляемых систем: Препринт ИПМ им. М. В. Келдыша РАН. М.: ИПМ, 2008. № 50. 32 с.). Система определения ориентации макета содержит прототип солнечного датчика на фотоэлементах и датчик угловой скорости (*Иванов Д. С., Овчинников М. Ю.* Использование одноосного гироскопа для определения ориентации макета в лабораторных условиях: Препринт ИПМ им. М. В. Келдыша РАН. М.: ИПМ, 2008. № 11. 32 с.). В качестве исполнительных элементов выступают маховик и имитатор импульсных двигателей, представляющий собой лопастные вентиляторы.

На стенде обрабатываются алгоритмы управлением углового движения с помощью маховика, импульсных двигателей, а также верифицируются алгоритмы обработки данных с прототипа солнечного датчика, проводится полунатурная калибровка. В частности, на стенде реализован алгоритм разгрузки маховика при сохранении постоянной ориентации относительно имитатора Солнца; для обработки данных, поступающих с солнечного датчика, используется фильтр Калмана.

Работа выполнена при поддержке РФФИ и Программы поддержки ведущих научных школ России. Выражаем благодарность профессору М. Ю. Овчинникову за постановку задачи и внимание к работе.

РЕЗУЛЬТАТЫ ОТРАБОТКИ ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПРИБОРА ОРИЕНТАЦИИ ПО ЗВЁЗДАМ 329К НА ДИНАМИЧЕСКОМ СТЕНДЕ

А. Н. Исаков, В. М. Абакумов, Ю. В. Куняев, В. О. Князев, В. И. Федосеев
ОАО «Научно-производственное предприятие „Геофизика-Космос“», Москва

Одной из задач наземной отработки современных приборов ориентации по звёздам является подтверждение характеристик распознавания групп звёзд и устойчивости к динамическим воздействиям со стороны космического аппарата (КА). В ОАО «НПП „Геофизика-Космос“» для решения этой задачи используется динамический стенд (ДС) имитации группы звёзд, разработанный в ИКИ РАН.

Принципиальная возможность проведения конкретных проверок и их объем во многом определяются номенклатурой и особенностями программного обеспечения (ПО) прибора. В отдельных случаях возникает необходимость частичной технологической модификации ПО прибора, а также доработки узлов и элементов ДС.

Представлена схема деления ПО прибора 329К на основные программные модули по их функциональному назначению.

Приведено общее описание основных функциональных алгоритмов, обеспечивающих штатную работу прибора, рассмотрены вопросы, связанные с особенностями их отработки на ДС.

1. *Алгоритм поиска и обнаружения; алгоритм измерения координат звёзд в плоскости анализа.* Доработка ДС в части фотометрических параметров: особенности формирования каталога имитируемых на ДС звёзд, обусловленные неравномерностью распределения яркости экрана монитора стенда; создание светофильтра для снижения уровня фоновой составляющей от подсветки монитора ДС при условии максимизации освещенности от изображений звёзд.
2. *Алгоритм распознавания группы звёзд.* Методика аттестации стенда с целью компенсации дисторсии коллиматора средствами ПО ДС для обеспечения требуемой точности воспроизведения изображений групп звёзд.

3. *Алгоритм слежения за группой звёзд; алгоритм обнаружения маневра КА.* Дискретный характер перемещения изображения световых источников по экрану монитора ДС и его влияние на работу прибора. Проработка возможности создания дополнительного ПО ДС с целью увеличения частоты регенерации изображения на экране монитора стенда.
4. *Алгоритм определения параметров ориентации.* Контроль погрешности ориентации, в частности, её изменение в моменты входа звёзд в поле зрения и их выхода, а также в моменты срабатывания алгоритма обнаружения маневра.

Представлены результаты отработки программ перечисленных алгоритмов прибора 329К на ДС, обозначены нерешенные проблемы.

РЕЗУЛЬТАТЫ НАТУРНЫХ ИСПЫТАНИЙ ПРИБОРА ОРИЕНТАЦИИ ПО ЗВЁЗДАМ 329К

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

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

Натурные испытания звёздного прибора в наземных условиях позволяют проверить его работоспособность при обработке реальных созвездий звёздного неба с учетом трудновоспроизводимых на стендах естественных помех (Луна, планеты, звёзды, не входящие в рабочий каталог прибора). Однако при таких испытаниях ряд факторов затрудняет проверку точностных характеристик прибора, в частности, отсутствует необходимое оборудование для точной угловой привязки базы прибора к геоцентрической системе координат. С учетом этого целью натурных испытаний являлась, в основном, проверка корректности распознавания прибором групп звёзд, находившихся в его поле зрения.

Реализованный в программном обеспечении прибора 329К алгоритм распознавания основан на сопоставлении угловых межзвёздных расстояний обнаруженных в поле зрения источников излучения с угловыми расстояниями из рабочего каталога звёзд прибора. Одной из особенностей данного алгоритма является хранение в ПЗУ прибора, наряду с рабочим каталогом звёзд, упорядоченного каталога пар звёзд с предварительно рассчитанными угловыми межзвёздными расстояниями. Этот факт позволяет выполнять распознавание груп-

пы звёзд, обнаруженных в поле зрения прибора, за время порядка 1 с (при обнаружении 30...40 источников излучения, 10...15 из которых являются звёздами из рабочего каталога звёзд).

Проведенные на территории ОАО «НПП „Геофизика-Космос“» натурные испытания подтвердили работоспособность прибора 329К при работе по реальной небесной сфере. В рамках проведенных сеансов работы прибора подтверждена его работоспособность по 603 звёздам из рабочего каталога (наблюдение 1300 остальных звёзд из рабочего каталога было не доступно для выбранного места и времени проведения испытаний). Кроме того, при испытаниях показана работоспособность прибора при небольших (порядка половины углового размера поля зрения прибора) углах возвышения центра поля зрения над горизонтом. Установлено также, что наличие Луны и ярких планет в поле зрения прибора практически не влияет на распознавание группы звёзд.

ОТРАБОТКА ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ОПТИЧЕСКИХ СОЛНЕЧНЫХ ДАТЧИКОВ. МЕТОДИКА И РЕЗУЛЬТАТЫ

Т. Ю. Дроздова, В. В. Иванов

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

Современный уровень развития информационных технологий позволяет строить приборы астроориентации космических аппаратов (КА), реализующие сложные вычислительные алгоритмы. Неотъемлемой частью процесса создания таких приборов стала разработка и верификация их программного обеспечения.

Оптический солнечный датчик (ОСД), разработанный в ИКИ РАН, позволяет определить ориентацию космического аппарата относительно Солнца. Программное обеспечение (ПО) реализует алгоритм вычисления углов направления на Солнце в системе координат посадочного места прибора по параметрам сигнала светочувствительного элемента.

Программно-алгоритмическое обеспечение требует проверки работоспособности в условиях, близких к реальным условиям эксплуатации. Для этих целей модифицирован стенд геометрической калибровки и испытаний оптического солнечного датчика. Разработана методика проверки программного обеспечения.

Созданные методы и средства позволяют оценить работоспособность отдельных ветвей алгоритма, а также программного обеспечения в целом. Разработана методика проверки программного обеспечения ОСД в статическом и динамическом режимах.

Разработанная методика верификации программного обеспечения ОСД позволяет дать заключение о возможности использования ПО в штатных приборах.

ОБ ИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ СВОЙСТВАХ КАМЕРЫ НА ОСНОВЕ ПРИБОРОВ С ЗАРЯДОВОЙ СВЯЗЬЮ (ПЗС)

В. А. Ваваев, Р. В. Бессонов

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

Рассматриваются измерительные свойства камеры, построенной на основе матричной ПЗС. Камера программно управляется персональным компьютером (ПК), данные с камеры в цифровом виде также вводятся в ПК. Обсуждаются вопросы применения таких камер в качестве измерительных инструментов при создании и наземной отработке оптических звёздных датчиков (ОЗД) и многоспектральных съёмочных систем (МСС) в спектральном диапазоне 0,36...1,1 мкм электромагнитного излучения. Камеры ОЗД должны обеспечить измерение углов между точечными объектами с погрешностью порядка единиц угловых секунд, а также иметь заданную обнаружительную способность к звёздам различных спектральных классов. От МСС требуется свойство, позволяющее измерить яркость каждого элемента раstra в стандартных единицах с ошибкой не хуже 10 %. Поэтому измерительная камера должна обеспечить лучшие точности при наземной калибровке и градуировке соответствующего параметра штатного прибора. Сравняются измерительные возможности рабочих эталонов, выполненных на основе фотодиодов и ПЗС.

Приводится описание работы камеры на основе ПЗС ICX285AL фирмы Sony. Камера работает в малокадровом режиме с выбором частоты кадров от нуля до 7 Гц и времени экспозиции от 42 мкс до 130 с. Рассмотрены методы и алгоритмы калибровки свето-сигнальной характеристики видеотракта. Для расширения динамического диапазона измерений используются методы программной и адаптивной перестройки соответствующих параметров камеры.

Приводятся результаты абсолютной радиометрической градуировки спектральной чувствительности камеры к спектральной плотности энергетической яркости и к спектральной плотности энергетической облучённости (для камеры без объектива).

РЕЗУЛЬТАТЫ ПРОВЕДЕНИЯ ЛАБОРАТОРНЫХ ИСПЫТАНИЙ ДАТЧИКА ЗВЁЗДНОЙ ОРИЕНТАЦИИ БОКЗ-МФ НА ДИНАМИЧЕСКОМ СТЕНДЕ

Г. А. Аванесов, В. Ю. Дементьев, Е. А. Мыслик

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

Оптико-физический отдел ИКИ РАН ведет постоянную работу по усовершенствованию оптических приборов семейства БОКЗ (Блок Определения Координат по Звёздам). В 2003 г. для проекта «Фобос-Грунт» была начата разработка малогабаритного прибора БОКЗ-МФ с характеристиками, достаточными для выполнения поставленных перед ним задач. Для подтверждения указанных в техническом задании (ТЗ) точностных и временных характеристик был проведен ряд испытаний, а также определены граничные значения некоторых из них.

Основными характеристиками являются:

- время определения ориентации в режимах «Начальная ориентация» («НО») и «Текущая ориентация» («ТО»);
- предельно допустимые значения угловых скорости и ускорения в режиме «Слежение»;
- предельные значения уровня потока высокоэнергетических заряженных частиц, при которых БОКЗ-МФ определяет ориентацию в режимах «НО» и «Слежение»;
- характеристика точности работы прибора (ошибка определения угловой скорости при различных скоростях углового движения при наличии и отсутствии помех).

Испытания проводились на стенде динамических испытаний (СДИ) при помощи контрольно-испытательной аппаратуры (КИА). С помощью СДИ имитировалось звёздное небо с заданными параметрами, изображение передавалось в прибор, программным обеспечением КИА БОКЗ-МФ осуществлялось управление прибором, а затем

регистрировались передаваемые прибором данные и внутреннее состояние.

Алгоритм распознавания звёзд в бортовом звёздном каталоге построен таким образом, что время исполнения команды «НО» в приборе БОКЗ-МФ составляет 8 с, а команды «ТО» — 5 с в случае верной априорной информации и 17 с в случае неверной априорной информации.

Для начальной ориентации предельное значение угловой скорости в соответствии с ТЗ на БОКЗ-МФ составляет 3600 угл. с/с, а углового ускорения — 0 угл. с/с². Был проведен ряд экспериментов при различных параметрах движения космического аппарата (КА), который показал, что предельно допустимая угловая скорость вращения вокруг осей X и Y составляет 7200 угл. с/с, предельно допустимое угловое ускорение — 40 угл. с/с². При вращении вокруг оси Z предельно допустимая угловая скорость равна 2400 угл. с/с, а предельно допустимое угловое ускорение — 400 угл. с/с².

После серии экспериментов были определены усредненные значения плотности потока высокоэнергетических заряженных частиц с энергией более 50 МэВ, при которых прибор успешно выполняет режимы «НО» и «Слежение». Для режима «НО» допустимая плотность потока составила более 800 частиц·см⁻²·с⁻¹, что в несколько раз превышает естественный фон, в котором прибор работает большую часть времени, а для режима «Слежение» допустимая плотность потока составила около 9000 частиц·см⁻²·с⁻¹, что превышает уровень потока протонов от самых сильных зарегистрированных солнечных вспышек.

Была также получена зависимость точности определения ориентации прибором БОКЗ-МФ от скорости движения КА и уровня оптической помехи, создаваемой высокоэнергетическими заряженными частицами.

Таким образом, было подтверждено выполнение поставленных в ТЗ всех требований по временным и точностным характеристикам и показан имеющийся «запас прочности» прибора БОКЗ-МФ.

РЕЗУЛЬТАТЫ НАЗЕМНЫХ ИСПЫТАНИЙ МИКРОМЕХАНИЧЕСКИХ ДАТЧИКОВ УГЛОВОЙ СКОРОСТИ CRG20 И SiRRS01

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

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

Наземные испытания датчиков угловой скорости CRG20 и SiRRS01 фирмы Silicon Sensing (Великобритания) были проведены для оценки возможности и целесообразности их использования в составе интегрированного прибора ориентации БОКЗ-МФ-01 и блока формирования навигационной информации (БФНИ).

Представлены результаты проведенных исследований датчиков CRG20 и SiRRS01.

Исследования основных точностных характеристик датчиков показали, что точность определения ориентации по их измерениям достаточна для её использования в качестве априорной информации во всех режимах работы звёздного датчика.

Определение спектральной характеристики сигнала позволило выбрать оптимальную частоту опроса с точки зрения минимизации случайной шумовой составляющей.

Вследствие того, что большинство параметров гироскопов изменяется под воздействием различных факторов, возникает необходимость выявления и компенсации соответствующих зависимостей. В процессе испытаний были выявлены стабильные зависимости параметров датчиков от температуры, напряжения питания и угловой скорости и рассчитаны поправочные коэффициенты, позволяющие компенсировать влияние указанных факторов.

Для оценки стойкости CRG20 к ионизирующему излучению были проведены испытания на источнике излучения Co-60 с последующим отжигом в активном режиме. По результатам испытаний были получены зависимости параметров датчиков от накопленной дозы, показавшие достаточно высокую радиационную стойкость CRG20.

ВНЕДРЕНИЕ МЕТОДОВ АВТОМАТИЗИРОВАННОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ ПРИ РАЗРАБОТКЕ ПРИБОРОВ

А. Н. Лукин, Р. В. Бессонов

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

Системы автоматизированного проектирования (САПР), базирующиеся на технологиях объемного параметрического моделирования, позволяют проектировщику неоднократно вносить изменения в проект с целью улучшения технических характеристик проектируемого объекта, в то время как контролировать эти изменения вручную достаточно сложно. В связи с этим вопрос автоматизации проектирования приобретает особую актуальность.

3D-модель даёт проектировщику возможность на самом высоком уровне приблизить компьютерную модель к облику будущего изделия. Кроме того, САПР позволяет автоматически создавать чертежи по заданной 3D-модели, исключая ошибки, неизбежно возникающие при начертании проекций вручную. На этапе моделирования итоговой сборки прибора неизбежно возникает вопрос о согласовании между конструкторами, проектирующими механическую и электрическую его составляющие. Решить данную проблему позволяет двунаправленный транслятор данных в формате IDF между системами проектирования печатных плат (ЕСAD) и САПР. Таким образом автоматически создаётся трехмерная сборка, состоящая из печатной платы и элементов. По результатам предыдущих этапов разработки проводится объемное проектирование проводов, кабелей и жгутов. Завершающим этапом является проектирование механообработки на станках с ЧПУ. Имеется возможность автоматического создания программы по построенной модели детали и передачи её на станок.

Разработка изделия производится с помощью электронной системы, которая обеспечивает управление всей информацией об изделии, облегчает доступ к данным об изделии на протяжении всего его жизненного цикла и объединяет их в единую логическую систему. В результате разработчики изделия получают распределенный авторизованный доступ к проектной информации и управлению процессами проектирования. PDM-система имеет широкий спектр возможностей, позволяющих, например, автоматически производить постановку конструкторской документации на учет в архив, что является для нас приоритетной задачей дальнейшего развития.

Также имеется возможность автоматического формирования ведомости покупных изделий и передачи её в систему автоматизации учёта и управления (ERP) и, таким образом, объединения между собой всех рабочих процессов компании.

РАЗРАБОТКА КОМБИНИРОВАННОЙ СВЕТОЗАЩИТНОЙ БЛЕНДЫ ЗВЁЗДНОГО ДАТЧИКА

О. В. Филиппова

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

Назначение бленды в приборе звёздной ориентации — защита объектива прибора от попадания на него боковых засветок (от Солнца, корпуса КА и т. д.). На данный момент в оптико-физическом отделе ИКИ РАН занимаются разработкой двухкаскадных бленд, так как они позволяют получить максимальное подавление света от источников вне поля зрения прибора при углах засветки больше допустимого (при меньших углах коэффициент подавления бленды уменьшается на несколько порядков). Однако существенным недостатком такой бленды являются большие габариты. Однокаскадная бленда, в свою очередь, не позволяет достичь необходимого значения коэффициента подавления. Поэтому была поставлена задача сконструировать новую бленду, обеспечивающую достаточный коэффициент подавления при сравнительно малых габаритах.

В рамках данной работы разработана программа, позволяющая произвести энергетический расчет бленды, габариты которой известны. Расчет производится численным методом. Задаются характеристики светового потока, вошедшего в бленду, и закон отражения света от её поверхностей. По этим данным производится расчет освещенности всех поверхностей бленды, а также первой линзы объектива прибора. По сравнению с предыдущей версией программы, распределение освещенности высчитывается с учетом рассеяния на кромках диафрагм. В результате программа дает коэффициент подавления бленды с известными геометрическими размерами, а также виньетирование первой линзы объектива прибора.

После анализа распределения освещенности в нескольких блендах под разными углами стало понятно, что путем уменьшения рассеяния на кромках и улучшения поглощения света, попавшего в

первый каскад напрямую от источника, можно увеличить коэффициент подавления при небольших углах засветки. Кроме того, ранее конструкцию бленды определяли исходя только из геометрического построения лучей, и требование к коэффициенту подавления было завышено. Был проведен эксперимент на имитаторе одной звёзды, чтобы выяснить, как наличие фоновой засветки влияет на точность определения центра яркости звёзды, и более точно получить ограничение на коэффициент подавления бленды.

РАЗРАБОТКА ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА, МОДЕЛИРУЮЩЕГО РАБОТУ БЛЕНД, ИСПОЛЬЗУЕМЫХ В ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫХ ЗВЁЗДНЫХ АППАРАТАХ

*М. Н. Котов, В. И. Крумач, И. В. Куценко,
А. И. Лимановский, А. Н. Ткаченко*
ОАО «Пеленг», Минск, Беларусь

Для реализации оптико-электронных систем звёздной ориентации космических аппаратов необходимо максимально уменьшать рассеянный поток излучения в объективе от источников света, находящихся вне поля зрения прибора (Солнце, поверхность Земли и Луны и т. д.). С этой целью в состав оптико-электронных звёздных аппаратов (ОЭЗА) включают светозащитные бленды. Обычно ОЭЗА в работе использует звёзды до 7–8 звёздной величины, при этом необходим коэффициент ослабления бленды для Солнца, как наиболее яркого внеполюсного источника света, до $10^5 \dots 10^7$. Для расчета эффективности различных конструкций бленд и применяемых в них покрытий авторами были разработаны математическая модель и программный комплекс, позволяющие имитировать распределение освещенности в выходном окне бленды в зависимости от параметров освещения, геометрических параметров и физических свойств светопоглощающих покрытий бленды.

Суть математической модели состоит в разбиении поверхности бленды на конечные элементы, определении элементов бленды, подвергающихся боковой засветке, и перераспределении излучения в бленде с учетом зеркальной и диффузной составляющей отраженного потока на каждом элементе бленды. В итоге вычисляется освещенность, создаваемая поверхностью бленды на выходном окне, с учетом трех порядков отражения излучения внутри бленды. Таким образом,

учитываются зеркальные и диффузные составляющие отражения материала элементов бленды и переотражения излучения внутри бленды. Отдельно рассматривается освещенность выходного окна бленды от кромок диафрагм, которые обычно сильно бликуют при прямом падении на них излучения.

Входными параметрами программного комплекса служат: конструкция бленды, параметры освещения бленды и светопоглощающих покрытий. Результатами расчета программного комплекса являются: величина освещенности выходного окна от поверхности бленды, поверхностей диафрагм и кромок.

С помощью разработанного программного комплекса были промоделированы различные варианты бленд для разрабатываемого в ОАО «Пеленг» датчика астроориентации и проведена оптимизация их конструкции.

Секция № 3 СЪЁМОЧНЫЕ СИСТЕМЫ В НАУЧНЫХ КОСМИЧЕСКИХ ПРОЕКТАХ

Руководитель: *Полянский И. В.*

ПРОВЕРКА ХАРАКТЕРИСТИК КАМЕР ТЕЛЕВИЗИОННОЙ СИСТЕМЫ НАВИГАЦИИ И НАБЛЮДЕНИЯ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ НАТУРНЫХ СЪЁМОК

Б. С. Жуков¹, С. Б. Жуков², Т. Р. Теплухина²

¹ Учреждение Российской академии наук
Институт космических исследований РАН (ИКИ РАН), Москва

² Автономная некоммерческая организация «Космос — Наука и Техника»,
Москва

Проверка съёмочных характеристик камер телевизионной системы навигации и наблюдения (ТСНН) проводилась по результатам съёмки Луны, звёзд, а также удаленных объектов на земной поверхности с резкими контрастными перепадами яркости.

Съёмки Луны позволили:

- проверить радиометрическую калибровку камер;
- подтвердить отсутствие растекания заряда при максимальных временах экспозиции;
- оценить функцию рассеяния точки (ФРТ) камер;
- отработать алгоритм и оценить точность определения направления на центр небесного тела по изображению его лимба.

Съёмки звёзд дали возможность:

- оценить минимальную звёздную величину детектируемых камерами звёзд;
- проверить ФРТ камер;
- оценить обобщенную дисторсию камер.

По снимкам удаленных объектов дополнительно проверялась резкость изображений и ФРТ камер.

Натурные съёмки показали, что съёмочные характеристики ТСНН позволят получать качественные изображения Фобоса, Марса и звёзд для решения научных и навигационных задач в проекте «Фобос-Грунт».

РАДИОМЕТРИЧЕСКАЯ КАЛИБРОВКА КАМЕР ТЕЛЕВИЗИОННОЙ СИСТЕМЫ НАВИГАЦИИ И НАБЛЮДЕНИЯ

Б. С. Жуков¹, С. Б. Жуков²

¹ Учреждение Российской академии наук
Институт космических исследований РАН (ИКИ РАН), Москва

² Автономная некоммерческая организация «Космос — Наука и Техника»,
Москва

Телевизионная система навигации и наблюдения (ТСНН), разработанная для проекта «Фобос-Грунт», включает две узкоугольные (УТК) и две широкоугольные (ШТК) панхроматические камеры. Радиометрическая калибровка камер ТСНН проводилась путем регистрации темнового сигнала и методом съёмки интегрирующей сферы при различных временах экспозиции и коэффициентах усиления. По полученным результатам для каждого элемента ПЗС-матрицы определялись: среднеквадратичная величина шума на темновом и световом изображении, диапазон линейности, темновой сигнал и коэффициент чувствительности. Исследована зависимость этих параметров от времени интегрирования и коэффициента усиления сигнала.

Определены оптимальные режимы работы ТСНН в условиях съёмки Фобоса, Марса и звёзд, обеспечивающие линейность характеристики свет-сигнал камер ТСНН и уровень шума около двух градаций 10-разрядного сигнала.

Точность относительной калибровки распределения коэффициента чувствительности по полю кадра не хуже 2...3 %, абсолютной калибровки чувствительности каналов — не хуже 10 %.

Результаты калибровки камер ТСНН сохранялись в файлах радиометрической калибровки, которые будут использоваться для радиометрической коррекции полученных в полете изображений Фобоса, Марса и звёзд с целью их кодирования в абсолютных единицах яркости.

ОТРАБОТКА РЕЖИМА «ПОСАДКА» ТЕЛЕВИЗИОННОЙ СИСТЕМЫ НАВИГАЦИИ И НАБЛЮДЕНИЯ

Б. С. Жуков¹, Р. В. Гордеев¹, В. А. Гришин¹, С. Б. Жуков², Е. В. Коломеец¹

¹ Учреждение Российской академии наук
Институт космических исследований РАН (ИКИ РАН), Москва

² Автономная некоммерческая организация «Космос — Наука и Техника»,
Москва

При посадке космического аппарата (КА) на Фобос с помощью широкоугольных телевизионных камер (ШТК), входящих в состав телевизионной системы навигации и наблюдения (ТСНН), будут проводиться измерения расстояния до поверхности Фобоса и компонент относительной скорости КА — Фобос, а также автономный выбор места посадки. Кроме того, получаемые изображения будут сжиматься и передаваться на Землю в реальном времени («репортажная съёмка»), а исходные несжатые изображения запоминаться для их передачи на Землю после посадки.

Для решения этих задач разработано программно-алгоритмическое обеспечение (ПАО) режима «Посадка». Его отработка проводилась на стенде ТСНН, где с помощью камер ШТК через дополнительные коллимационные объективы осуществлялась съёмка подаваемых на имитаторы поверхности Фобоса последовательностей изображений, моделирующих изображения Фобоса в реальных условиях посадки. В ходе этих экспериментов были отлажены функции и временная циклограмма съёмки, обработки информации и её обмена между камерами и с бортовым компьютером по мультиплексному каналу обмена. Исследованы точность установления соответствия опорных точек по стерео- и монокулярным изображениям и ошибки измерения высоты и боковых смещений во всем требуемом интервале высот в условиях мешающих факторов (радиометрический шум, геометрическая разьюстировка каналов). Подтверждена устойчивость работы ПАО режима «Посадка» ТСНН и возможность его использования для резервирования выполняемых штатными средствами измерений высоты и боковой скорости КА при посадке на Фобос.

ВЕРИФИКАЦИЯ РЕЗУЛЬТАТОВ ПРОЦЕССА УСТАНОВЛЕНИЯ СООТВЕТСТВИЯ В АЛГОРИТМАХ ТЕЛЕВИЗИОННОЙ СИСТЕМЫ НАВИГАЦИИ И НАБЛЮДЕНИЯ, ОБЕСПЕЧИВАЮЩИХ ИНФОРМАЦИОННУЮ ПОДДЕРЖКУ ПОСАДКИ НА ФОБОС

В. А. Гришин

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

На борту космического аппарата (КА) «Фобос-Грунт» установлена телевизионная система навигации и наблюдения (ТСНН). ТСНН решает целый комплекс задач, в число которых входит информационная поддержка процесса посадки на поверхность Фобоса. Для получения необходимой информации в системах технического зрения вообще, и в ТСНН, в частности, используется процесс установления соответствия изображений одних и тех же точек поверхности на стереопарах и на последовательности кадров. Данный процесс характеризуется ненулевой вероятностью возникновения грубых ошибок установления соответствия, которые влекут за собой появление аномальных ошибок измерений. Цель работы — анализ различных методов борьбы с грубыми ошибками установления соответствия.

Рассматриваются ошибки установления соответствия в стереорежиме. Приведены сравнительные характеристики параметров обнаружения грубых ошибок установления соответствия для ряда методов, использующих анализ результатов совокупности измерений дальности по множеству точек на площади кадра.

В силу ограниченности вычислительных ресурсов для монокулярного режима не применим метод анализа результатов группы измерений по площади кадра (на одном кадре можно выполнить только одно измерение). Не применим также метод анализа последовательности измерений (результаты измерений слабо коррелированы для сценария посадки, выполненного ИПМ им. М. В. Келдыша, при длительности цикла измерений в 6 с). Для выявления грубых ошибок установления соответствия предлагается использовать метод «обратного поиска». Приведены характеристики этого метода.

Использование указанных методов позволяет выявлять грубые ошибки установления соответствия и существенно повысить надежность измерений.

СЖАТИЕ ИЗОБРАЖЕНИЙ РЕПОРТАЖНОЙ СЪЁМКИ ТЕЛЕВИЗИОННОЙ СИСТЕМЫ НАВИГАЦИИ И НАБЛЮДЕНИЯ ПРИ ПОСАДКЕ НА ФОБОС

И. М. Книжный

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

Увеличение числа изображений телевизионной системы навигации и наблюдения (ТСНН), передаваемых в процессе репортажной съёмки при посадке космического аппарата (КА) на Фобос, требует использования на борту КА алгоритмов сжатия. Однако современные методы сжимающего кодирования (как трансформационные, так и построенные на основе предикторов), требуют не менее 50 элементарных арифметических операций на пиксел кодируемого изображения, что значительно превышает вычислительные ресурсы бортового вычислительного комплекса (БВК), которые могут быть использованы для решения задачи сжатия изображений ТСНН.

Альтернативное решение, предполагающее вместо сжатия уменьшение размеров передаваемых изображений с 1000×1000 до 250×250 пикселей с сохранением динамического диапазона 12 бит с последующим восстановлением до исходных размеров на Земле, приводит к существенному снижению пространственного разрешения изображений.

В качестве компромиссного решения была предложена гибридная схема, в которой каждый пиксел промасштабированного изображения, соответствующий исходному блоку 4×4 пиксела, за счёт снижения динамического диапазона до 10 или до 9 бит дополняется двух- либо трёхбитовым полем, описывающим структуру такого блока. В простейшем случае блок может быть описан либо как «гладкий» (00), либо как содержащий вертикальную (01), горизонтальную (10) или диагональную (11) грани. В последнем случае градиент яркости определяется по окружению промасштабированного пиксела. Такой подход в сочетании с адаптивной 2D-интерполяцией позволяет значительно повысить визуальное качество восстановленных изображений, в значительной мере избавиться от «зиппер-эффекта» и эффекта Гиббса на контрастных границах, характерного для линейных схем интерполяции. При этом для кодирования каждого пиксела исходного изображения требуются примерно три элементарные арифметические операции.

АНАЛИЗ ВИДЕОИЗОБРАЖЕНИЙ И УПРАВЛЕНИЕ МАНИПУЛЯТОРАМИ ПРОЕКТА «ФОБОС-ГРУНТ»

А. А. Новалов, Р. А. Никитушкин, Л. А. Болдачева

Филиал ФГУП «Научно-производственное объединение
им. С. А. Лавочкина», Калуга

Одной из основных задач проекта «Фобос-Грунт» является забор образцов грунта Фобоса и доставка их на Землю.

Для анализа особенностей поверхности Фобоса, выбора мест забора грунта, оценки представительности образцов необходимо применение системы технического зрения (СТЗ).

Состав СТЗ следующий: видеокамеры, закрепленные на манипуляторах грунтозаборного комплекса (ГЗК), стереовидеокамера обзора рабочей области манипулятора, микроскоп-камера-спектрометр.

Планируется, что манипуляторы ГЗК произведут отбор образцов грунта из разных точек места посадки, разместят их в спускаемый аппарат (СА) и в приемные лотки научных приборов перелетного модуля.

Решение основной задачи возможно тремя способами: отбор грунта по жесткой программе, управление манипуляторами с Земли и автоматический режим работы манипуляторов.

Наиболее предпочтительным следует считать третий режим работы, когда данные СТЗ обрабатываются на борту и полученные координаты точек забора грунта направляются в блок управления манипуляторами.

Описывается программно-алгоритмическое обеспечение обработки данных СТЗ с целью определения координат точек забора грунта, расстояний от оптического центра видеокамер до выбранных фрагментов, углов наклона поверхности Фобоса по отношению к посадочному модулю, координат реперных точек, восстановления топологии рабочей области.

Также представлен алгоритм управления манипуляторами: для выведения его в заданные точки рабочей области с учетом угла наклона поверхности Фобоса, забора грунта и консолидированных фрагментов, перегрузки их в приемные лотки научных приборов и грунтоперегрузочное устройство перелетного модуля.

ПОЛЁТНАЯ РАДИОМЕТРИЧЕСКАЯ КАЛИБРОВКА КАМЕР КОМПЛЕКСА МНОГОЗОНАЛЬНОЙ СПУТНИКОВОЙ СЪЁМКИ

*Б. С. Жуков¹, С. Б. Жуков², И. В. Полянский¹,
Ю. М. Гектин³, И. П. Цветкова³*

¹ Учреждение Российской академии наук
Институт космических исследований РАН (ИКИ РАН), Москва

² Автономная некоммерческая организация «Космос — Наука и Техника»,
Москва

³ ОАО «Российские космические системы», Москва

Комплекс многозональной спутниковой съёмки (КМСС) на космическом аппарате (КА) «Метеор-М» № 1 включает две трехзональные камеры МСУ-100 с фокусным расстоянием 100 мм и одну трехзональную камеру МСУ-50 с фокусным расстоянием 50 мм. Наземная радиометрическая калибровка камер КМСС была проведена по интегрирующим сферам радиометрических поверочных установок ИКИ РАН и ОАО «Российские космические системы».

Проверка радиометрических характеристик КМСС в полете осуществлялась по результатам съёмок однородного снежного покрова Антарктиды. Изображения КМСС сопоставлялись:

- с одновременно полученными изображениями МСУ-МР на КА «Метеор-М» №1, радиометрические характеристики которого были независимо верифицированы путем сравнения с данными съёмочной системы AVHRR на КА NOAA;
- изображениями MODIS на КА Terra с коррекцией влияния различия высоты Солнца на момент съёмок КМСС и MODIS;
- результатами модельных расчетов спектральной яркости снега с учетом влияния атмосферы по модели MODTRAN.

Различие спектральных зон камер КМСС, МСУ-МР и MODIS учитывалось с использованием модельного распределения спектральной яркости снега.

По результатам полетных калибровок скорректирована как абсолютная чувствительность каналов камер КМСС, так и её распределение вдоль линеек ПЗС.

ОБНАРУЖЕНИЕ ДВИЖУЩИХСЯ ОБЪЕКТОВ НА ИЗОБРАЖЕНИЯХ, ПОЛУЧЕННЫХ СО СПУТНИКА «РЕСУРС-ДК1»

*Б. А. Алтатов¹, П. В. Бабаян¹, Л. Н. Костяшкин²,
О. В. Павлов², Ю. Н. Романов²*

¹ Государственное образовательное учреждение высшего профессионального образования «Рязанский государственный радиотехнический университет»,
Рязань

² ФГУП «Государственный рязанский приборный завод», Рязань

Основная задача работы — создание алгоритмов обнаружения, выделения и оценки параметров движущихся объектов, наблюдаемых с помощью оптико-электронной аппаратуры спутника «Ресурс-ДК1». Примерами характерных объектов являются самолёты, вертолёты, автотранспорт, суда.

Для решения задачи используются пары изображений, полученные с помощью двух оптико-электронных преобразователей (ОЭП) спутника, настроенных на один и тот же спектральный диапазон. Поскольку используемые ОЭП пространственно разнесены, они снимают один и тот же участок местности с небольшим временным промежутком, что позволяет обнаруживать и анализировать изображения подвижных объектов, находящихся в поле зрения ОЭП.

Разработанные для решения поставленной задачи алгоритмы включают процедуры геометрической юстировки, выравнивания статистических характеристик изображений, оценивания яркости фона, выделения объектов, формирования траекторий движения и оценки таких параметров объектов как размеры, координаты, скорости.

Экспериментальные исследования, проведенные на реальных спутниковых изображениях, подтвердили эффективность предлагаемого подхода.

Новизна работы состоит в возможности извлечь из изображений, сформированных скановыми датчиками спутника «Ресурс-ДК1», дополнительный информационный слой, описывающий движущиеся объекты. Полученная информация может быть использована в таких приложениях как навигация, поиск и спасение в чрезвычайных ситуациях, а также в диспетчерских службах.

Отметим, что для обнаружения и оценки параметров движущихся объектов ранее использовались, как правило, растровые датчики изображений, которые в настоящее время мало распространены в спутниках дистанционного зондирования Земли и имеют меньшее разрешение, чем скановые датчики.

Среди современных и перспективных космических комплексов, в которых возможно использование результатов работы, помимо спутника «Ресурс-ДК1» можно выделить также аппараты «Ресурс-П» и «БелКА-2».

Работа проводилась при финансовой поддержке Федерального агентства по науке и инновациям (Госконтракт № 02.740.11.0002).

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ПРИБОРОВ МСУ-100 И МСУ-50 НА ЛАБОРАТОРНОМ СТЕНДЕ И В УСЛОВИЯХ ПОЛЕТА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Т. В. Кондратьева, А. В. Никитин, И. В. Полянский, Б. С. Дунаев
Учреждение Российской академии наук
Институт космических исследований РАН (ИКИ РАН), Москва

Целью работы является определение внутренней геометрии приборов МСУ-100 и МСУ-50 для обеспечения координатной привязки изображений подстилающей поверхности с использованием навигационной информации.

Постановка задачи. Определение элементов внутреннего ориентирования линеек ПЗС относительно приборной системы координат камеры.

В докладе рассмотрены вопросы определения геометрических параметров приборов МСУ-100 и МСУ-50 с целью обеспечения координатной привязки каждого элемента линейки к земному эллипсоиду с использованием навигационной информации.

Новизна работы состоит в разработке стенда, методики и алгоритма расчета модели прибора, использования опорных точек при определении геометрии прибора в полете.

Практическая значимость. Используемые данные геометрической калибровки приводят к точности привязки в 1–2 элемента решения.

Область применения. Оптические приборы для съёмки земной поверхности на ПЗС линейках, космические аппараты для мониторинга процессов, происходящих в пределах атмосферы Земли и на её поверхности в оптическом диапазоне.

Рассмотрен лабораторный стенд для определения матриц перехода от системы координат каждой линейки к посадочному месту прибора, а также её фокусного расстояния и параметров дисторсии.

Представлены результаты определения указанных параметров и оценки достигнутой точности координатной привязки для КА «Метеор-М».

Также рассматриваются вопросы геометрической калибровки в полете по данным звёздных приборов и системы спутниковой навигации. Представлен результат трансформирования спутниковых изображений с учетом этих параметров с оценкой точности метода.

ПРАВИЛА ОФОРМЛЕНИЯ РУКОПИСЕЙ

Н. Ю. Комарова

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

Приводятся основные правила оформления научного материала для опубликования в различных журналах и сборниках. Даются рекомендации по выбору параметров страницы, ширины полей, типов и размеров шрифтов, а также по набору текста. Указываются правила подготовки графической информации (векторных и растровых иллюстраций), формул, таблиц, выводов. Рассматриваются особенности оформления списка литературы и ссылок на различные источники (*Мильчин А. Э., Чельцова А. К.* Справочник издателя и автора: Редакционно-издательское оформление издания. 2-е изд., испр. и доп. М.: ОЛМА-Пресс, 2003; ГОСТ 7.1-2003. Библиографическая запись. Библиографическое описание. Общие требования и правила составления; ГОСТ 7.0.5-2008. Библиографическая ссылка).

ДЛЯ ЗАМЕТОК

ДЛЯ ЗАМЕТОК

055(02)2

Ротапринт ИКИ РАН
117997, Москва, Профсоюзная, 84/32

Подписано к печати 01.09.10

Заказ 2216

Формат 70×108¹/₃₂

Тираж 75

2,5 уч.-изд. л.