



ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ НАУКИ
ИНСТИТУТ КОСМИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ
РОССИЙСКОЙ АКАДЕМИИ НАУК
(ИКИ РАН)

Четвертая Всероссийская научно-техническая конференция

СОВРЕМЕННЫЕ ПРОБЛЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ И НАВИГАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

ТЕЗИСЫ

РОССИЯ
ТАРУСА
8–11 сентября
2014

УДК 629.78

Настоящий сборник содержит тезисы докладов, представленных для участия в четвертой конференции «Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов», проводимой ИКИ РАН.

На конференции 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 отработки и калибровки приборов. Также представлены доклады, посвященные различным аспектам разработки аппаратных и программных средств дистанционного зондирования Земли, телевизионных систем, используемых в лунных программах. Рассмотрены вопросы калибровки, наземной отработки съемочных устройств, обработки полученных результатов.

ПРОГРАММНЫЙ КОМИТЕТ

Аванесов Г. А. (д-р техн. наук, профессор, ИКИ РАН)

Антоненко Е. А. (ИКИ РАН)

Бессонов Р. В. (канд. техн. наук, ИКИ РАН)

Воронков С. В. (канд. техн. наук, ИКИ РАН)

КОНТАКТНАЯ ИНФОРМАЦИЯ:

Антоненко Елена Александровна: +7 916-612-51-24,
e-mail: antonenko@iki.rssi.ru

Воронков Сергей Владимирович: +7 (495) 333-34-34,
e-mail: servor@nserv.iki.rssi.ru

ОПЫТ ЭКСПЛУАТАЦИИ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ ПРИБОРОВ ЗВЕЗДНОЙ ОРИЕНТАЦИИ БОКЗ

Г.А. Аванесов¹, Р.В. Бессонов¹, А.А. Форш¹, Р.Г. Залылова², А.Д. Филатов²

¹ИКИ РАН, e-mail: besson777@rambler.ru

²ОАО «РКЦ «Прогресс», e-mail: rigeza@gmail.com

За последнее десятилетие ИКИ РАН накопил значительный опыт в разработке, создании и эксплуатации на борту КА приборов звездной ориентации. Первое поколение приборов БОКЗ отработало 10 лет на КА «Ямал-100», функционирует на МКС начиная с 2000 года и на КА «Ямал-200» с 2003 года. Следующее поколение приборов, получивших название БОКЗ-М, начало эксплуатироваться в космосе с 2004 года. На данный момент в ИКИ РАН создано более 120 звездных приборов различных модификаций, 51 из которых запущены в космос на 25 КА с суммарной наработкой в космическом пространстве более 1,2 миллиона часов. Приборы БОКЗ-М60 используются на блоке выведения «Волга», в том числе на активных участках работы реактивных двигателей. Кроме того, на разных стадиях наземной отработки находятся еще около 20 КА, укомплектованных различными модификациями приборов БОКЗ.

Существующие образцы приборов БОКЗ выполнены на элементной базе космического применения десятилетней давности. Однако резервы, заложенные при создании первых образцов приборов БОКЗ, в сочетании с непрерывным развитием программно-алгоритмического обеспечения приборов позволяли улучшать их характеристики по частоте обновления информации об ориентации, диапазону угловых скоростей и ускорений при сохранении параметров точности и массы. Так, в приборах БОКЗ-М60/1000 по сравнению с приборами БОКЗ-М на порядок повышены частота обновления информации и диапазон угловых скоростей, диапазон угловых ускорений повышен на два порядка.

На текущем этапе появляется радиационно-стойкая элементная база следующего поколения, которая позволяет продолжать улучшение характеристик приборов звездной ориентации. Более того, показано, что характеристики приборов, построенных на новой элементной базе, достигают предельных величин, ограниченных такими фундаментальными параметрами как апертура. Можно говорить, что более тяжелый и габаритный прибор будет обладать более высокими характеристиками по точности, допустимой угловой скорости и частоте обновления информации, чем малогабаритный прибор звездной ориентации.

Ввиду этого, ИКИ РАН ведет разработку линейки приборов различных классов. Малогабаритный прибор массой до 1 кг обладает точностью до 0,7 угл. сек., частотой обновления информации до 10 Гц и диапазоном угловых скоростей до 10°/с. Более тяжелый прибор массой до 4 кг обладает точностью до 0,1 угл. сек., частотой обновления информации до 40 Гц и диапазоном угловых скоростей до 10°/с. Разрабатываемая линейка приборов позволяет перекрыть требования всех типов российских КА на ближайшее десятилетие.

РАЗРАБОТКА СЛУЖЕБНОЙ ТЕЛЕВИЗИОННОЙ СИСТЕМЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «ЛУНА–ГЛОБ»

Г.А. Аванесов, Р.В. Бессонов, С.В. Воронков, Б.С. Жуков, М.И. Куделин, И.В. Полянский, А.В. Никитин, А.А. Фори

¹ИКИ РАН, e-mail: besson777@rambler.ru

В настоящее время в России возобновлены работы по лунной программе, в рамках которой планируется несколько миссий на Луну. Первый проект — «Луна-Глоб», целью которого является доставка на поверхность Луны комплекса научной аппаратуры и проведение исследований. В состав научной аппаратуры войдет разрабатываемая в ИКИ РАН служебная телевизионная система (СТС-Л).

СТС-Л состоит из восьми камер и блока сбора и обработки видеoinформации, управляющего их работой, накапливающего получаемые с камер видеоданные и передающего их в радиоканал.

Четыре обзорные камеры (КАМ-О), оснащенные широкоугольными объективами, предназначены для установки на внешних незатененных участках корпуса посадочного модуля с целью получения обзорных изображений окружающей обстановки в пределах поля зрения и дальнейшего формирования круговой замкнутой панорамы.

Две стереокамеры (КАМ-С), оснащенные узкоугольными объективами, предназначены для установки на едином жестком основании с целью получения стереоскопического изображения заданного участка поверхности Луны, на котором предполагается производить работы с помощью руки манипулятора.

Еще две камеры КАМ-С предназначены для установки на нижнюю или боковые поверхности КА с целью проведения стереоскопической съемки поверхности Луны в процессе снижения и посадки космического аппарата.

В настоящее время разработан лабораторный макет СТС-Л, на котором проводится отработка основных схмотехнических решений и отладка программного обеспечения.

Кроме того, проведены работы на имитаторе лунной поверхности с макетом манипулятора и макетами стереокамер, в ходе которых была отлажена процедура высокоточного наведения манипулятора в заданную область по информации, получаемой от стереокамер.

АСТРОИНЕРЦИАЛЬНАЯ НАВИГАЦИОННАЯ СИСТЕМА

Г.А. Аванесов¹, Р.В. Бессонов¹, Н.Н. Брысин¹, А.Н. Куркина¹, А.С. Лискив¹, М.Б. Людомирский², И.С. Каютин², Н.Е. Ямицков², А.Л. Гаврилов³, С.В. Гульцов³, Ю.В. Степанов³

¹ИКИ РАН, e-mail: brysin@mail.ru

²ООО «НПК «Электрооптика»

³ЗАО «ЭЛСИ»

Инерциальные навигационные системы имеют свойство накапливать погрешность определения текущей ориентации и координат в течение времени работы. Традиционно для компенсации этих погрешностей используется информация от навигационных приборов, работающих на других принципах, например спутниковая навигация или радионавигация.

Сотрудниками Оптико-физического отдела Института космических исследований РАН (ИКИ РАН) при участии ООО «НПК «Электрооптика» была разработана и создана астроинерциальная навигационная система (АИНС), предназначенная для установки на летательные аппараты.

Данная система состоит из блока бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) и астровизирующего устройства (АВУ). БИНС построен на базе лазерных гироскопов и кварцевых акселерометров. Также в БИНС встроена приемная аппаратура спутниковой навигации. АВУ состоит из звездного и солнечных датчиков, блока обработки информации и блока питания.

АВУ в составе АИНС используется для периодической компенсации накапливающейся в БИНС погрешности определения текущей ориентации в пространстве. Для вычисления реальной ориентации АВУ определяет текущую собственную ориентацию, как по звездам, так и Солнцу. Наличие и звездного и солнечного датчиков в составе АВУ позволяет АИНС успешно выполнять задачу астрокоррекции в любое время суток. Для определения ориентации по звездам в дневное время используется режим сложения фрагментов изображения, что позволяет уменьшить шум и выделить изображенные звезды на фоне неба.

В докладе приводятся результаты отработки АВУ как отдельно, так и в составе АИНС.

ОПТИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ МАЛОГАБАРИТНЫХ СКАНЕРОВ ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ «МЕТЕОР-М»

И.В. Полянский¹, А.М. Савицкий², М.Н. Сокольский², В.П. Трегуб²

¹ИКИ РАН, e-mail: ivpolyan@yandex.ru

²ОАО «ЛОМО» e-mail: mnsokolski@rambler.ru

В докладе рассматриваются оптические системы ОС-100Т, ОС-125Т и ОС-180, разрабатываемые и изготавливаемые ОАО «ЛОМО» по заказу ИКИ РАН, для применения в составе многозональных съемочных устройств (МСУ) среднего разрешения, входящих в состав научной аппаратуры космических аппаратов «Метеор-М» и «Метеор-МП».

Каждая оптическая система состоит из объектива, спектроделительного блока, обеспечивающего разделение полихроматического светового пучка на три спектральных канала с помощью дихроических зеркал и полосовых светофильтров, установленных на выходных окнах спектроделителя, куда присоединяются оптико-электронные приемники (ОЭП) – ПЗС-линейки или матрицы. Объективы построены по схемам с телецентрическим ходом главных лучей в пространстве спектроделителя. В ОС-100Т спектроделитель выполнен из склеенных призм с углами падения центральных лучей на дихроические покрытия, обеспечивающими полное внутреннее отражение, для остальных систем угол падения равен 45° .

Камеры МСУ-100Т, в которых используются системы ОС-125Т, предназначены для эксплуатации в составе комплекса многозональной съемки КМСС-2, обеспечивающего съемку поверхности земли и океана в шести спектральных каналах с разрешением на местности 60 м и полосой захвата до 1000 км.

Прибор «Горизонт-МП», в состав которого входит ОС-180/4, предназначен для проведения многозональной съемки поверхности земли и океана в шести спектральных каналах с разрешением на местности 30 м в полосе 1800 км. Сверхширокая полоса захвата обеспечивается поворотным на $\pm 20,55^\circ$ зеркалом, установленным в плоскости вынесенного на 120 мм входного зрачка. Бленда между зеркалом и объективом обеспечивает подавление боковой засветки от источника света вне рабочего поля зрения в 100 раз.

АЛГОРИТМЫ СБОРА, ХРАНЕНИЯ И ПЕРЕДАЧИ НАУЧНОЙ И СЛУЖЕБНОЙ ИНФОРМАЦИИ ТЕЛЕСКОПА ART-XC КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «СПЕКТР-РГ»

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

ИКИ РАН, e-mail: tatyana@nserv.iki.rssi.ru

Телескоп ART-XC в космическом эксперименте «Спектр-Рентген-Гамма» должен выполнить целый ряд научных задач для изучения Галактики в рентгеновском диапазоне. Результатом этого эксперимента могут стать новые научные открытия в области зарождения и развития Вселенной. Для достижения цели важно обеспечить сбор, хранение и передачу на Землю всей накопленной телескопом информации.

Эти функции в составе телескопа ART-XC выполняет система сбора и обработки информации (ССОИ). ССОИ обеспечивает взаимодействие телескопа с внешними системами КА, управляет обменами на научном интерфейсе с комплексом рентгеновских детекторов и блоком управления системой терморегуляции, реализуя взаимодействие с абонентами, работающими в разных режимах. Научная и служебная информация телескопа, а также данные об ориентации накапливаются в энергонезависимой памяти ССОИ и хранятся до очередного сеанса связи с Землей. При наступлении

связи с наземным комплексом управления ССОИ формирует содержимое энергонезависимой памяти в кадры заданного формата и передает их в бортовой радиокомплекс.

В докладе представлены алгоритмические решения задачи организации сбора, хранения и передачи научной и служебной информации телескопа ART-XC КА «Спектр-РГ».

ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК КМОП-МАТРИЦЫ CMOSIS CMV-4000

Е.С. Караваева, Р.В. Бессонов

ИКИ РАН, e-mail: besson777@rambler.ru

Одним из перспективных направлений в развитии оптических датчиков астро- и солнечной ориентации является применение новых чувствительных элементов на основе КМОП-технологий. В настоящее время на рынке появляются КМОП-матрицы, не только не уступающие ПЗС-матрицам по характеристикам, но во многом и превосходящие их. К основным преимуществам КМОП-матриц можно отнести:

- низкое энергопотребление;
- возможность объединения на одном кристалле аналоговой, цифровой и обрабатывающей части, что является основой для миниатюризации датчиков;
- высокую скорость работы;
- возможность считывания отдельных групп пикселей;
- возможность размещения усилительных схем в любом месте по цепи прохождения сигнала в дополнение к усилителю внутри пикселя, что позволяет создавать усилительные каскады и повышать чувствительность в условиях плохого освещения;
- относительно низкую стоимость.

Одной из последних разработок на рынке КМОП-технологий является КМОП-матрица CMOSIS CMV-4000, производящаяся в Бельгии. Разрешение матрицы составляет 2048×2048 пикселей, при этом размер одного пикселя составляет 5,5 мкм. Максимальная скорость получения выходных данных – 480 Мбит/с, что соответствует 180 кадрам/с.

В работе приведены результаты исследования КМОП-матрицы CMOSIS CMV-4000, показывающие перспективность использования данного светочувствительного элемента в камерах, приборах и датчиках звездной и солнечной ориентации. В рамках этого исследования КМОП-матрица проверялась на стойкость к воздействию ионизирующего гамма-излучения дозой 20 крад, а также на стойкость к воздействию потока протонов со средней энергией 100 МэВ и плотностью 109 протон/см².

Проведена оценка шума КМОП-матрицы, выделены и проанализированы структурная и случайная его составляющие. Рассмотрены алгоритмы компенсации шума. Измерены характеристики «свет-сигнал» для

различных коэффициентов усиления, угловая чувствительность матрицы. Получены и проанализированы кадры с изображениями реальных звезд, Солнца и других объектов, проведены эксперименты на имитаторе одной звезды, имитаторе Солнца, шаре Ульбрихта.

НАЗЕМНАЯ ОТРАБОТКА ПРИБОРА ЗВЕЗДНОЙ ОРИЕНТАЦИИ МИКРОБОКЗ

Г.А. Аванесов, Р.В. Бессонов, С.А. Дятлов, Е.А. Мыслик
ИКИ РАН, e-mail: pitonsensor@mail.ru

Развитие приборов звездной ориентации идет по пути улучшения точностных характеристик, диапазона угловых скоростей, частоты обновления информации при одновременном уменьшении массы, габаритов и энергопотребления. В настоящий момент ИКИ РАН создан ряд приборов звездной ориентации, основанных на элементной базе космического назначения десятилетней давности. Последние разработанные на данной элементной базе модификации прибора БОКЗ-М60/1000 имеют энергопотребление 15 Вт, массу 4,4 кг и случайную составляющую погрешности определения направления оптической оси 1,5 угл. сек., а угла разворота вокруг оптической оси — 10 угл. сек.

С 2012 года ИКИ РАН ведет разработку прибора микроБОКЗ, построенного на высокоинтегрированной элементной базе нового поколения, в основе которой лежат две микросхемы: КМОП-матрица и ПЛИС со встроенным вычислительным ядром, где ведется вся обработка видеoinформации. Прибор микроБОКЗ имеет энергопотребление 1,5 Вт, массу 600 г и случайную составляющую погрешности определения направления оптической оси 1,5 угл. сек., а угла разворота вокруг оптической оси — 10 угл. сек. Из приведенных характеристик следует, что разработчикам удалось на порядок уменьшить массу, габариты и энергопотребление прибора, сохранив при этом основные характеристики точности и скорости обработки информации. Необходимо отметить, что представленные характеристики приведены на текущий этап развития прибора, но уже стало ясно, что, используя только модернизацию программно-алгоритмического обеспечения прибора, удастся уменьшить случайную составляющую погрешности определения направления оптической оси до 0,7 угл. сек., а угла разворота вокруг оптической оси до 7 угл. сек. и получить допустимый диапазон угловых скоростей работы прибора 4-5°/с. Миниатюрный вариант исполнения прибора звездной ориентации, в котором решение задачи ориентации производится в вычислительном ядре, встроенном в ПЛИС оптической головки, имеет ограничения в космическом использовании и его область применения планируется для короткоживущих космических аппаратов и блоков выведения. Однако, учитывая развитие высокоинтегрированной радиационно-стойкой микроэлектроники, очевидны перспективы построения звездных приборов класса микроБОКЗ «на кристал-

ле» для длительной эксплуатации в космосе, способных выдержать весь срок службы больших космических аппаратов.

В данном докладе будут показаны основные этапы наземной обработки технологического и летного образцов прибора с помощью специального программного обеспечения КИА микроБОКЗ.

ИССЛЕДОВАНИЕ АЛГОРИТМОВ ФИЛЬТРАЦИИ ИЗОБРАЖЕНИЙ. ПЕРВИЧНАЯ ОБРАБОТКА ИНФОРМАЦИИ В ЗВЕЗДНОМ ДАТЧИКЕ

П.С. Сметанин, Г.А. Аванесов, Р.В. Бессонов

ИКИ РАН, e-mail: guldthen@gmail.com

Немаловажной частью процесса обработки сигнала в оптических датчиках астроориентации является задача удаления низкочастотной составляющей шума и фильтрация полезного сигнала (изображения звезд). Уровень сигнала составляющей фона и его распределение по кадру обусловлены множеством причин: неравномерностью чувствительности фотоприемной матрицы, неравномерностью естественного фонового излучения, засветкой поля зрения прибора Солнцем, Луной, освещенными Солнцем или краем Земли элементами конструкции КА, газопылевой обстановкой вокруг космического аппарата, амплитудой и неравномерностью темнового сигнала. Все эти условия в дальнейшем могут повлиять на процедуру локализации объектов и, соответственно, ориентацию прибора (сделать ее невозможной, усложнить или увеличить затраты времени).

В классическом случае, во время предварительной обработки выполняются сглаживание низкочастотной фоновой составляющей при помощи двумерного фильтра. Например, кадр, отображающий участок звездного неба, сканируется двумерным окном, а затем вычисляется средняя яркость по окну и соответствующий порог прохождения элементов (как среднеквадратическое отклонение).

Из-за растущих требований по увеличению частоты работы звездных датчиков, а также ограничению размера памяти проектируемых приборов, было решено разработать и использовать более быстрый и менее требовательный к памяти линейный одномерный фильтр, не уступающий в показателях двумерному окну.

В ходе данной работы было рассмотрено несколько вариантов одномерных линейных адаптивных фильтров (для КМОП-матрицы), их способность к удалению помех, равномерной и неравномерной засветки, различных эффектов аберрации, засветки Солнцем, Луной и т.д. Также исследовалось влияние фильтра на параметры остаточного рассогласования, предложены более быстрые варианты вычисления порога.

По итогам исследований один из фильтров был реализован в лабораторной макете МЦВК-4000 и опробован при съемке кадров звездного неба, а также на различных стендах. Результаты исследований приведены в докладе.

ОБЕСПЕЧЕНИЕ СБОЕУСТОЙЧИВОСТИ ПРИБОРОВ ЗВЕЗДНОЙ ОРИЕНТАЦИИ, ПОСТРОЕННЫХ НА СБОЕНЕУСТОЙЧИВОЙ ЭЛЕМЕНТНОЙ БАЗЕ

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

¹ОАО «НПП «Геофизика - Космос»: e-mail: 1102@geocos.su

²ОАО «ИСС» e-mail: lsv@iiss-reshetnev.ru

В 2000-х годах разработчики отечественных приборов ориентации КА по звездам в силу отсутствия сбоеустойчивой элементной базы (ЭБ) были вынуждены проектировать аппаратуру с использованием элементов, подверженных сбоям при воздействии заряженных частиц космического пространства. В процессе этих разработок выработан комплекс мер по парированию сбоев, который, с одной стороны, приводил к функциональному, схемотехническому, конструктивному усложнению аппаратуры, но, с другой стороны, позволял обеспечить ее работоспособность. Накоплен определенный опыт по способам парирования сбоев, аппаратурной реализации этих способов, методам испытаний и контроля сбоеустойчивости. Целый ряд технических решений, выработанных в то время для борьбы со сбоями, остается востребованным и сегодня, когда острота ситуации со сбоеустойчивой элементной базой начинает спадать. Это связано с тем, что, во-первых, в современной сбоеустойчивой элементной базе далеко не все виды сбоев исключаются, и, во-вторых, те сбои, которые практически исключаются для подавляющего большинства случаев использования аппаратуры, в каких-то экстремальных ситуациях (например, при мощных солнечных вспышках) могут иметь место.

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

Рассматриваются особенности проявления сбоев ЭБ в звездных приборах, способы их парирования, результаты эффективности этих способов. В качестве количественных показателей сбоеустойчивости используются среднее время бессбойной работы, время восстановления работоспособности при сбое, среднее время безремонтной работы (под ремонтом понимается восстановление работоспособности при сбое типа искажения информации в ППЗУ). Приводятся результаты оценок указанных параметров некоторых типов приборов, полученные как из литературных данных, так и на основе обработки данных летных испытаний.

РЕЗУЛЬТАТЫ НАЗЕМНОЙ ОТРАБОТКИ ПРИБОРА ОРИЕНТАЦИИ ПО ЗВЕЗДАМ 348К

А.Ю. Карелин, Ю.Н. Зыбин, В.О. Князев, А.А. Поздняков
ОАО «НПП «Геофизика - Космос», e-mail: 1102@geocos.su

Прибор ориентации по звездам 348К состоит из четырех блоков оптических (БО) и одного общего полностью резервированного блока электронного (БЭ). БО полностью решает задачу трехосной ориентации и состоит из объектива, бленды, КМОП-фотоприемника с необходимой электронной обвязкой и термоэлектрическим охладителем, вторичного источника питания и вычислительного устройства на микропроцессоре. БЭ производит расчет равноточной ориентации по показаниям двух БО и управление БО в соответствии с заложенной логикой.

В конце 2013 года была завершена наземная экспериментальная отработка (НЭО) прибора 348К. В ходе НЭО был проведен существенный объем проверок, направленных на подтверждение всех требований технического задания. К таким проверкам традиционно относятся проверки на механические воздействия (удары, широкополосная вибрация, транспортировочная тряска), термовакуумные испытания, проверки точностных характеристик, испытания на боковую засветку Солнцем, натурные испытания. Кроме того, был проведен ряд проверок, которые ранее для звездных приборов ОАО «НПП «Геофизика-Космос» не проводились. Среди новых испытаний в ходе НЭО проверки на воздействие синфазных помех, постоянного магнитного поля и электромагнитную совместимость. Часть проверок проходила на производственной базе потребителя прибора 348К.

Также стоит выделить принципиально новую методику подтверждения точностных характеристик — проверку абсолютных погрешностей определения ориентации в условиях движущегося основания. Для реализации проверки поворотный стол точностного стенда был оснащен электродвигателем и системой съема фактического угла разворота прибора в системе координат стенда, синхронизированной с получением показаний прибора. В ходе отработки методики были получены оценки максимальных суммарных погрешностей, вносимых стендовым оборудованием и методическими ограничениями. Точностные испытания подтвердили выполнение требований к максимальным суммарным погрешностям определения ориентации не более 15 угл.с.

В докладе более подробно представлены результаты НЭО, а также технические новинки, внедренные при разработке и отработке прибора 348К.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ФОНА НЕБА И КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ ЕСТЕСТВЕННОГО И ИСКУССТВЕННОГО ПРОИСХОЖДЕНИЯ В ШИРОКОМ СПЕКТРАЛЬНОМ ДИАПАЗОНЕ В ОКОЛОЗЕМНОМ КОСМИЧЕСКОМ ПРОСТРАНСТВЕ

А.О. Жуков¹, А.И. Захаров¹, М.Е. Прохоров¹, Н.И. Шахов², И.А. Зиновьев³

¹ ГАИШ МГУ, e-mail: aozhukov@mail.ru

² 4-й ЦНИИ МО РФ, e-mail: shahoffnik@mail.ru

³ ВКА имени А.Ф.Можайского, e-mail: 79818957295@yandex.ru

При разработке современных приборов ориентации и навигации, основанных на применении оптико-электронных фотоприемников, необходимо проводить учет уровня фона неба в широком спектральном диапазоне (0,2–16 мкм). Также для оценки уровня помех необходимо задать модель яркости космических объектов различных размеров на единице площади неба.

В работе представлены разработанные методы получения моделей фона неба в различных спектральных областях. С помощью данных, полученных в современных наземных и космических обзорах, такие модели созданы.

С помощью теоретических данных и данных, полученных в наземных исследованиях метеоров, а также в космических исследованиях частиц околоземной пыли, авторами создана модель яркости космических объектов различных размеров на единице площади неба.

Обсуждаются возможности применения полученных моделей для разработки приборов для КА на основе оптико-электронных фотоприемников.

СТЕНД ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ БЛЕНД НА ОСНОВЕ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО СОЛНЕЧНОГО ТЕЛЕСКОПА ГАИШ

А.А. Байгуттуев, А.В. Бирюков, А.И. Захаров, В.Г. Мошкалев, Ф.Н. Николаев, М.Е. Прохоров, М.С. Тучин

ГАИШ МГУ, e-mail: alimbekbay@mail.ru

Создать высококачественный имитатор Солнца для проведения лабораторных испытаний — достаточно сложная задача: такой источник излучения должен быть мощным — 1,0–1,5 кВт/м² и с малым угловым размером — 0,5 градуса. Задача становится еще более сложной, если к этим требованиям добавляются условия на спектр излучения. Естественно, лучшим «имитатором» Солнца является само Солнце. Но оно достаточно быстро перемещается по небу, да и натурные условия существенно менее удобны для проведения исследований, в отличие от лабораторных. Решение этой проблемы известно: положение Солнца стабилизируется с помощью целостата — специальным образом ориентированного вращающегося плоского зеркала. Отраженный целостатом луч направляется внутрь закрытого помещения, где и проводятся

исследования.

В ГАИШ МГУ на основе горизонтального солнечного телескопа создан стенд для исследования приборов и оптики, в котором исследуемые объекты освещаются натуральным солнечным светом.

Недостатками этого стенда являются зависимость его функционирования от погодных условий, а также отличие интенсивности и спектра солнечного излучения на поверхности Земли от солнечного излучения в космосе, что связано с его поглощением в земной атмосфере.

Основным назначением созданного стенда будет исследование эффективности бленд космических приборов.

МАЛОГАБАРИТНЫЙ ДАТЧИК ЗВЕЗДНОЙ ОРИЕНТАЦИИ ДЛЯ НАНОСПУТНИКОВ

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

ГАИШ МГУ, e-mail: oct@inbox.ru

ООО «Азмерит», e-mail: oct@inbox.ru

В настоящее время быстро растет число запусков наноспутников различного назначения, например, в стандарте CubeSat. Для ряда выполняемых ими задач необходима ориентация в инерциальной системе координат. С наибольшей точностью это можно сделать с помощью звездных датчиков ориентации.

Датчик для наноспутников должен иметь массу не более 100 г, размеры менее 60×60×60 мм, потребление энергии ниже 0,25 Вт и, самое главное, низкую цену. Подобные разработки ведутся в Канаде, США и Германии. Один из малогабаритных звездных датчиков канадской фирмы «Sinclair Interplanetary» осенью 2013 был впервые выведен в космос. В России подобных разработок не было.

Авторами была начата разработка малогабаритного датчика с указанными выше характеристиками. Предполагаемая точность прибора — 10"-15" при частоте опроса 10 Гц. Особенности датчика являются:

- малый размер матричного фотоприемника;
- использование алгоритмов повышения точности определения ориентации;
- полностью отечественная элементная база.

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

МЕТОДЫ ОБЪЕКТИВНОГО КОНТРОЛЯ ТОЧНОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ЗВЕЗДНОГО ДАТЧИКА

Г.В. Бунтов, А.В. Верховцева, А.С. Забиякин, А.С. Князев, А.И. Циллорик
Филиал ФГУП «ГНПРКЦ «ЦСКБ – ПРОГРЕСС» - НПП «ОПТЭКС»,
e-mail: alevteena@gmail.com

Современные системы ориентации и навигации космических аппаратов (КА) сложно представить без прецизионных звездных датчиков (ЗД), которые позволяют проводить как трехосную ориентацию КА, так и обеспечивать координатную привязку элемента съемочной системы дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) высокого пространственного разрешения. И, соответственно, требования к точностным характеристикам ЗД предъявляются все более жесткие (точность определения ориентации должна составлять доли секунд дуги для обеспечения координатной привязки порядка 1 м при орбите КА 700 км).

Серьезной задачей при разработке такого рода прецизионных ЗД являются их наземная отработка, калибровка и испытания с применением специализированного стендового оборудования для контроля показаний, оценки точности и, при необходимости, адекватной корректировки данных прибора.

Основной задачей настоящей работы являлось проведение комплексных измерений на стенде измерения угловых координат, разработанном в НПП «ОПТЭКС», с целью контроля параметров ЗД, определяющих точность прибора после калибровки. По результатам измерений проводились оценки следующих параметров: профилей функции рассеяния точки (ФРТ), фазовых ошибок, коэффициентов радиальной и тангенциальной дисторсии оптической системы ЗД, ориентации ЗД относительно посадочной системы координат стенда.

В работе предложены и рассмотрены математические модели, использованные для определения приведенных параметров. Построенная модель оптической системы ЗД позволяет контролировать точность прибора и проводить ее оптимизацию для компенсации геометрических искажений ЗД. Приведена методика проведения калибровки прибора по полученным параметрам и представлены результаты по компенсации геометрических искажений и повышению точности показаний прибора.

Результаты исследования можно применять для коррекции, как оптической системы ЗД, так и непосредственно предельной погрешности измерения прибора. Полученные результаты также полезны при отладке и оптимизации методик калибровки ЗД.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВЕЛИЧИНЫ ОТКЛОНЕНИЯ ОТ ПЕРПЕНДИКУЛЯРНОСТИ ФОТОЧУВСТВИТЕЛЬНОЙ МАТРИЦЫ ПО ОТНОШЕНИЮ К ОПТИЧЕСКОЙ ОСИ ОБЪЕКТИВА, ВОЗНИКАЮЩЕГО ВСЛЕДСТВИЕ ТЕПЛОВОЙ ДЕФОРМАЦИИ КОНСТРУКЦИИ ЗВЕЗДНОГО ДАТЧИКА

П.Н. Разживалов

Филиал ФГУП "ГНПРКЦ «ЦСКБ - Прогресс» - НПП «ОПТЭКС»,

e-mail: razzhivalovpavel@gmail.com

При разработке и производстве приборов ориентации по звездам важное место занимают их испытания, наземная отработка режимов работы блоков и программного обеспечения с применением специального стендового оборудования. Появилась необходимость проведения исследований и анализов звездных датчиков (ЗД) с использованием современных систем автоматизированного проектирования в составе наземной испытательной базы, что позволяет математически определить ожидаемый результат и при необходимости внести нужную коррекцию, например, в конструкцию прибора.

Основной задачей данной работы было проведение теплового исследования ЗД с жидкостным охлаждением при его работе в составе лабораторного испытательного стенда. Исследования проводились с использованием системы Creo Elements в модуле «Mechanica» методом конечных элементов. В результате исследований были определены следующие параметры:

- температура узлов ЗД, ее распределение по корпусу и элементам конструкции;
- плотность теплового потока от блока фотоприемного устройства (БФПУ) к посадочной поверхности ЗД;
- величина отклонения от перпендикулярности фоточувствительной матрицы (ФПЗС) по отношению к оптической оси объектива, возникающего вследствие тепловой деформации конструкции ЗД, которая приводит к появлению угловой погрешности при определении координат точечного светового объекта в составе лабораторного испытательного стенда.

Результаты данных исследований можно использовать при расчете предельной погрешности ЗД.

ПРОБЛЕМЫ КОМПЛЕКСНЫХ СИСТЕМ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИИ ОТНОСИТЕЛЬНО АСТРОНОМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ ПРИ ПОВЫШЕНИИ ТОЧНОСТИ ИЗМЕРЕНИЙ

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

ГАИШ МГУ, e-mail: zakh@sai.msu.ru

Системы определения ориентации необходимы космическому аппарату (КА) для выполнения практически любой задачи. Датчики звездной ориентации необходимы при изменении ориентации КА, для определения поправок к показаниям гироскопов, при наведении антенн и фото- видеокамер на заданные объекты. Датчики направления на Солнце используются при ориентации солнечных батарей, для защиты целевой и прикладной аппаратуры от засветки прямым солнечным излучением, для определения моментов входа и выхода в тень Земли. Датчик геовертикали (локальной вертикали Земли) служит для наведения приборов (камер) дистанционного зондирования Земли на изучаемые области ее поверхности и для географической координатной привязки получаемых изображений.

Сегодня точность лучших серийно выпускаемых звездных датчиков составляет несколько угловых секунд, солнечных датчиков – порядка угловой минуты, датчиков геовертикали — порядка 1–10 угловых минут. Современные экспериментальные образцы датчиков, разработанные участниками проекта, имеют в 10–60 раз большую точность.

Уже при точности, достигнутой современными серийными приборами, обеспечить сохранение взаимной ориентации датчиков, установленных на борту КА, на уровне погрешности их измерений только за счет жесткости конструкций КА не представляется возможным. По этой же причине возникает существенная погрешность при переносе ориентации на целевую аппаратуру КА. Это приводит к появлению ошибок рассогласования измеряемых показаний датчиков, что не позволяет осуществлять ориентацию целевой аппаратуры с той точностью, которую могут обеспечить датчики ориентации. Поэтому дальнейшее повышение точности датчиков ориентации без принятия специальных мер к их привязке теряет смысл.

Таким образом, для создания систем определения ориентации с секундной и субсекундной точностью, содержащих несколько датчиков, а также для переноса показаний такой системы на целевую аппаратуру, необходимо включение в состав этих систем средств контроля геометрии.

Точность подсистемы геометрического контроля должна быть того же порядка, что и точность датчиков. Подсистема может использовать механические, оптические или интерференционные методы измерений.

Помимо «тривиального», но высокоточного определения ориентации, подобные комплексные системы могут использоваться для решения ряда иных задач.

НАЗЕМНЫЕ ИСПЫТАНИЯ СИСТЕМЫ КООРДИНАТНО-ВРЕМЕННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ДЛЯ ПОДТВЕРЖДЕНИЯ ОРБИТАЛЬНОЙ ОРИЕНТАЦИИ КА «МЕТЕОР-М» №2

*Е.В.Белинская¹, К.А.Бибарсова², П.А.Козочкин³, М.Е.Семенов³,
А.В.Чухненко²*

¹ИКИ РАН, e-mail: evbelinskaya@yandex.ru

²ОАО «РИРВ», e-mail: bibarsova@rirt.ru

³ОАО «Корпорация «ВНИИЭМ», e-mail: kozochkin.pavel@gmail.com

Космический аппарат «Метеор-М» №2 предназначен для информационного обеспечения решения задач оперативной метеорологии, гидрологии, агрометеорологии, мониторинга климата и окружающей среды.

Для обеспечения требований целевой аппаратуры на КА «Метеор М» №2 предусмотрен точный режим ориентации. Система ориентации в точном режиме использует программную бескарданную инерциальную навигационную систему, построенную на измерениях датчиков угловых скоростей и ориентации КА в орбитальной системе координат (ОСК), вычисленной системой координатно-временного обеспечения (СКВО). Для проверки правильности формирования и использования информации об ориентации КА в ОАО «Корпорация «ВНИИЭМ» был разработан испытательный стенд.

Методика проверки заключается в имитации движения КА по орбите, одинаковой для двух приборов: блока определения координат звезд (БОКЗ-М), в качестве которого выступает программно-аппаратный имитатор БОКЗ-М (ПАИ БОКЗ-М), и бортового координатно-временного устройства (БСКВУ-М). Имитация движения по орбите для БСКВУ-М обеспечивается использованием имитатора сигналов спутниковых радионавигационных систем ИМ-2.2, производства МКБ «Компас». ПАИ БОКЗ-М был разработан и изготовлен в ИКИ РАН. Также в состав стенда входит технологический образец БСКВУ-М, изготовленный ОАО «РИРВ».

В докладе приводится структурная схема испытательного стенда, описываются примененные решения технических задач, обсуждаются полученные результаты. Проведенные испытания позволили сделать заключение об отсутствии ошибок в программно-аппаратных средствах системы координатно-временного обеспечения КА «Метеор-М» №2. Оценена величина методической ошибки определения кватерниона ориентации связанной системы координат КА (ССК КА) в ОСК.

РЕЗУЛЬТАТЫ НАЗЕМНОЙ ОТРАБОТКИ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ КОЛЛИМАТОРНЫХ БЛОКОВ ИЗОБРАЖЕНИЙ ЗВЕЗДНОГО НЕБА

*А.А. Арефинкин¹, С.В. Воронков², В.В. Виленский¹, С.Э. Зайцев¹,
В.Л. Лисицын¹, А.В. Никитин², Л.Г. Король¹, Р.О. Русаков¹, Н.А. Строилов²*

¹ВПК «НПО Машиностроения»

²ИКИ РАН, e-mail: servor@nsv.iki.rssi.ru

В 2010 году по заказу ОАО «ВПК «НПО Машиностроения»» в ИКИ РАН были разработаны коллиматорные блоки изображений звезд (КБИЗ), предназначенные для моделирования в полях зрения приборов БОКЗ-М динамически меняющихся изображений звездного неба. В дальнейшем КБИЗ вошли в состав комплексного стенда, созданного в «НПО Машиностроения» с целью проведения наземной отработки режимов астроориентации системы управления движением (СУД) малых космических аппаратов (МКА) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ).

В течение нескольких лет специалисты «НПО Машиностроения» и ИКИ РАН проводили совместные работы с приборами БОКЗ-М на указанном стенде, в ходе которых осуществлялась имитация условий орбитального полета и отработка режимов астроориентации СУД с построением реальной траектории движения МКА.

Проведенная отработка позволила подтвердить требования к алгоритмам и программному обеспечению астроориентации СУД, что обеспечило успешное выполнение летных космических испытаний (ЛКИ) МКА ДЗЗ. Количественные характеристики параметров ориентации, полученные с использованием КБИЗ при наземной экспериментальной отработке, близки к результатам, полученным при ЛКИ.

В докладе рассмотрены вопросы, связанные с идеологией построения и структурной схемой стенда, оценены полученные результаты.

ОТРАБОТКА ПРОГРАММНО-АЛГОРИТМИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ СИСТЕМЫ ДАТЧИКОВ ГИДА ТЕЛЕСКОПА Т-170М ПРИ НАТУРНЫХ И СТЕНДОВЫХ ИСПЫТАНИЯХ

Е.В.Белинская¹, С.В.Воронков¹, И.Ю.Катасонов¹, А.Э. Пискунов², Н.А. Строилов¹, Н.В.Чутина²

¹ИКИ РАН, e-mail: evbelinskaya@yandex.ru

²ИНАСАН, e-mail: chupina@inasan.ru

Для отработки программно-алгоритмического обеспечения (ПАО) системы датчиков гида (СДГ) телескопа Т-170М проекта «Спектр-УФ» были использованы изображения звездного неба, полученные как при съемках звезд на телескопе Цейсс-1000 САО РАН, так и смоделированные на стен-

де динамических испытаний СДГ. Работа с СДГ на стенде позволяла отладить ПАО, а в ходе натурных испытаний подтверждалась работоспособность программного обеспечения в реальных условиях.

СДГ состоит из трех оптических приборов на основе ПЗС-матрицы — датчиков гида (ДГ) и резервированного блока обработки данных (БОД). БОД решает задачи управления режимами работы СДГ, обработки полученных датчиками гида изображений и определения текущей ориентации СДГ в инерциальном пространстве. В связи с тем, что при функционировании СДГ существует необходимость одновременной обработки изображений звезд, находящихся в трех полях зрения ДГ, в приборе используется двухпроцессорная архитектура. На каждом такте работы СДГ выполняется экспонирование, прием кадров, локализация на них звездоподобных объектов, подготовка звездных каталогов, приведение координат этих объектов к единой системе координат СДГ, слежение за перемещением объектов на кадрах ДГ, определение параметров углового положения системы координат (СК) СДГ относительно инерциальной СК. При этом оба процессора в БОД работают совместно друг с другом, равномерно распределяя между собой вычислительные операции, параллельно обмениваясь различными данными. Для отладки такого межпроцессорного взаимодействия использовался разработанный и созданный в ИКИ РАН стенд, позволяющий одновременно загружать изображения с заданными параметрами для трех датчиков и проводить отработку ПАО в реальном времени.

В настоящем докладе приведены результаты отработки ПАО СДГ, полученные в период с 2013 по 2014 г.

КАЛИБРОВКА СИСТЕМЫ ДАТЧИКОВ ГИДА ТЕЛЕСКОПА Т-170М

Е.В. Белинская, С.В. Воронков, А.В. Никитин, Н.А. Строилов
ИКИ РАН, e-mail: stroilov@iki.rssi.ru

Для работы системы датчиков гида (СДГ) перед началом сеансов наблюдения необходимо производить калибровку системы. Калибровка разделяется на три этапа:

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

Под построением СК СДГ понимается определение пространственного положения плоскостей трех ПЗС-матриц датчиков гида (ДГ) относительно друг друга и относительно задней узловой точки телескопа Т-170М. Определение положения научных приборов и привязка СК СДГ к осям исполнительных органов необходимы для осуществления маневрирования телескопа и наведения на наблюдаемый объект за минимальное число итераций.

Калибровка выполняется по участкам небесной сферы, содержащим большое количество звезд, путем обработки изображений, полученных с

каждого датчика гида при стабилизации телескопа.

На первом этапе выполняется расчет шестнадцати параметров СК СДГ: для каждой ПЗС-матрицы ДГ определяются три угла вращения и две координаты их центров, а также рассчитывается общее фокусное расстояние системы.

На втором этапе производится последовательное маневрирование каждым исполнительным органом телескопа и прием кадров с СДГ. В результате вычисляются проекции осей вращения каждого из четырех двигателей-маховиков КА на оси СК СДГ.

Третий этап выполняется для каждого научного прибора. Калибруемый прибор наводится на однозначно идентифицируемый объект, телескоп стабилизируется, после чего определяются координаты научного прибора в СК СДГ.

Полученные в результате калибровки значения загружаются в СДГ и в систему управления движением КА перед началом сеанса наблюдения, а также используются в программном обеспечении наземного научного комплекса.

Отладка процедуры калибровки, оценка ее точности и стабильности производилась на телескопе Цейсс-1000 Специальной астрофизической обсерватории РАН.

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

Е.В. Белинская, С.В. Воронков, А.В. Никитин, Н.А. Строилов, А.Л. Якович
ИКИ РАН, stroilov@iki.rssi.ru

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

Предельная звездная величина, разрешающая способность СДГ, точность определения направления на звезду определяются в первую очередь качеством получаемых изображений звезд на ПЗС-матрицах каждого датчика гида. В процессе эксплуатации изображения звезд формируются с помощью оптической системы телескопа Т-170М. Вид распределения освещенностей в получаемых изображениях звезд определяется множеством факторов.

В силу того, что на Земле нет возможности для проведения натуральных экспериментов и получения реальных кадров СДГ при помощи технологического или штатного образца телескопа, на первый план выходит моделирование процесса формирования изображений звезд на ПЗС-матрицах

ДГ с учетом оптической схемы телескопа Т-170М и перечисленных выше факторов.

В ходе работы было смоделировано четыре группы изображений: от простых звезд, воспроизведенных в виде трехмерных гауссиан второго порядка, до сложных изображений, учитывающих абберации оптической системы телескопа, ошибки установки датчиков гида на посадочных местах и ошибки установки кристалла ПЗС-матрицы внутри корпуса датчика гида.

По смоделированным изображениям были проведены:

- оценка качества получаемых СДГ изображений звезд;
- оценка влияния ошибки установки датчиков и ПЗС-матрицы на качество изображений;
- оценка влияния формы изображения звезды на точность определения координат ее энергетического центра и точность определения ориентации СДГ;
- оценка зависимости точности определения ориентации от формы изображения звезды. Также был осуществлен подбор оптимальных параметров локализации объектов на кадрах.

В результате работы:

- определена предельная звездная величина;
- рассчитаны допустимые отклонения пространственного положения ПЗС-матрицы, при котором СДГ сохраняет требуемую точность работы;
- оценена точность работы СДГ по звездам различной формы.

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

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

¹ГАО РАН, mchubey@gao.spb.ru

²НИУ ИТМО, e-mail: bakholdin@aco.ifmo.ru

³ОАО «НИИТ», e-mail: levgen@mail.ru

⁴САО РАН, e-mail: markel@sao.ru

Целью работы является исследование условий функционирования системы наведения астрографов Орбитальной Звездной Стереоскопической Обсерватории (ОЗСО). Задача заключается в том, чтобы учесть специфику астрономических условий проекта и специфику движения его космических аппаратов (КА), найти возможность построить систему наведения, удовлетворяющую критериям высокой эффективности в смысле минимума времени перенацеливания и максимума энергоснабжения, при высокой точности наведения и удержания телескопов при экспозиции. Суть метода исследования — рассмотрение двух существующих систем наведения и оценка возможности задавать и контролировать механические моменты при вращениях частей КА.

Существует две системы наведения в современных проектах — система сканирования и система удержания телескопа неподвижным относительно целевого направления. В экспериментах типа HIPPARCOS, GAIA, «Свеча» используется метод сканирования небесной сферы с управляемым положением оси вращения и с контролем величины угловой скорости вращения несущего телескоп КА, с определенным положением солнечных батарей (СБ) относительно направления на Солнце. В экспериментах «Хаббл», SNAP, ВКО-УФ использован метод удержания телескопа в течение экспозиции неподвижным в заданном направлении, выбор которого зависит от астрономических условий. В обоих методах придание телескопу требуемого направления осуществляется поворотом всего КА со сложной циклограммой работы устройств, с управлением положения СБ и со значительной затратой времени на перенацеливание инструмента.

В проекте ОЗСО предложена система силового удержания двух лежащих в эклиптике направлений: направления КА – Солнце, которому должны быть перпендикулярны плоскости СБ, и направления КА – Земля, которое должно совпадать с осью передающей и принимающей радиоантенны. Угол между этими направлениями в аппаратоцентрической системе координат равен 60° , а его биссектриса медленно смещается вдоль эклиптики с угловой скоростью $0,986^\circ$ в сутки. Для выбора системы наведения астрографа естественным по логике этого движения будет техническое решение, при котором жесткая платформа снабжается гиросистемами, удерживающими штанги с антенной и с СБ. Штанги крепятся к силовому кольцу, на котором укреплен подвес инструмента, обеспечивающий возможность наведения в любую точку на небе вне зоны избегания засветок от Солнца без изменения положения СБ и антенны. Классическая сферическая астрономия обеспечивает алгоритмы перемещений. Угловая скорость перемещения может быть значительной, что сокращает время перенацеливания инструмента и повышает эффективность работы системы наведения. Система выбрана двухступенчатой. Первая ступень — «грубое» перенацеливание с точностью $\pm 20'$. На второй ступени осуществляется доводка до требуемого направления с точностью $\pm 2''$. Адаптивная система удержания телескопа в заданном направлении обеспечивает неподвижность телескопа в течение экспозиции, длящейся в пределах от единиц секунд до 900 секунд времени в зависимости от свойств изучаемого объекта.

При выполнении обзоров в дальнем космосе, при съемке поверхностей других планет и их спутников на КА также могут использоваться модификации системы, разрабатываемой в проекте ОЗСО для наведения целевых инструментов.

ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТИ ПРАКТИЧЕСКОЙ РЕАЛИЗАЦИИ АВТОНОМНОЙ НАВИГАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ В ДАЛЬНЕМ КОСМОСЕ ПО ОБЪЕКТАМ СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЫ

М.Г. Никифоров, А.И. Захаров, М.Е. Прохоров, А.О. Жуков
ГАИШ МГУ, e-mail: markab@sai.msu.ru

Современные задачи космических исследований требуют использования космических аппаратов (КА) на все большем удалении от Земли. При этом определение положения КА в пространстве и управление его полетом осуществляется с наземных станций слежения, что несет ряд неудобств и отрицательно сказывается на надежности эксплуатации КА. Поэтому космическая техника нуждается в средствах автономной навигации КА в межпланетном пространстве.

Задача навигации состоит в определении положения КА в пространстве. Ее можно решить измерением с борта КА видимого положения заранее выбранных навигационных объектов Солнечной системы. В их качестве могут быть использованы небесные тела, эфемериды которых известны с установленной точностью. Для навигации необходимо иметь, по меньшей мере, два навигационных объекта.

В этой работе мы рассматриваем перспективы автономной навигации в межпланетном пространстве по астероидам, большим планетам и их спутникам. В результате математического моделирования, описанного в работе, были получены следующие результаты:

- вычислено распределение пригодных для навигации астероидов вдоль плоскости эклиптики в зависимости от предельной звездной величины;
- проведены оценки точности определения положения КА: а) по большим планетам, б) по их спутникам, в) по астероидам;
- получены оценки погрешности каждого метода навигации на различном удалении от Солнца;
- определены необходимые характеристики датчиков бортовой навигационной системы КА.

СОЛНЕЧНЫЙ ДАТЧИК НА ОСНОВЕ КМОП-МАТРИЦЫ

Р.В. Бессонов, С.А. Дятлов, А.Н. Куркина, А.В. Никитин
ИКИ РАН, e-mail: kurkinaan@mail.ru

Высокоточный солнечный датчик (СД) на основе КМОП-матрицы CMV4000 фирмы CMOSIS разработан для применения в авиации и краткосрочных космических миссиях. Оптическая схема прибора основана на принципе камеры-обскуры с размером отверстия 0,11 мм. При эквивалентном фокусном расстоянии 4 мм поле зрения прибора составляет 100×100 градусов, а угловой размер пиксела — 4,7 угл. мин.

Случайная составляющая погрешности определения направления на Солнце составляет не более 10 угл. сек.

Функционирование СД возможно в одном из двух режимов работы, выбор которого определяется автоматически. После подачи питания датчик начинает работать в режиме определения начальной ориентации. В этом режиме осуществляется выделение объекта на изображении, расчет его энергетического центра и вычисление направления на Солнце в системе координат прибора. После фиксирования Солнца в поле зрения прибора выполняется переход в режим текущей ориентации, обеспечивающий непрерывное слежение за объектом при благоприятных условиях съемки.

Предварительная обработка изображения осуществляется в ПЛИС, что позволяет существенно повысить скорость обработки исходных данных. На этапе разработки программно-алгоритмического обеспечения прибора в технологическом режиме результат предварительной обработки по штатному интерфейсу поступает на персональный компьютер, где выполняются последующие вычисления и расчет направления на Солнце. Такой подход позволяет ускорить процесс отладки прибора.

В связи с особенностями построения оптической системы яркость объекта зависит от его положения: при фиксированном времени экспозиции сигнал от Солнца при его визировании в центре поля зрения прибора будет в десятки раз интенсивнее, чем на краю. Для получения оптимального сигнала при любом угле направления на Солнце в режиме текущей ориентации используется алгоритм автоматического подбора времени экспозиции.

Для компенсации искажений формы Солнца на изображении, также обусловленных особенностями оптической системы, проводится геометрическая калибровка прибора на лабораторном источнике солнечного излучения. По результатам калибровки определяются такие параметры как коэффициенты обобщенной дисторсии и эквивалентное фокусное расстояние, которые в дальнейшем используются для коррекции координат Солнца в штатном режиме работы.

Унифицированные аппаратно-конструкторские решения позволяют в дальнейшем заменить светофильтр-диафрагму на специально разработанный для данной задачи объектив с полем зрения 190×190 градусов и встроенным узкополосным фильтром. В результате выделения узкой спектральной полосы из солнечного потока излучения влияние хроматических аберраций будет минимизировано, что позволит достигнуть высокой точности определения направления на Солнце по всему полю зрения.

СОЛНЕЧНЫЙ ДАТЧИК НА ОСНОВЕ ИНТЕРФЕРЕНЦИОННОЙ ОПТИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ

М.Е. Прохоров, А.И. Захаров, О.А. Жуков, А.В. Миронов, О.Ю. Стекольников

ГАИШ МГУ, e-mail: mike.prokhorov@gmail.com

Проблемой всех типов статических солнечных датчиков является достижение компромисса между очень широким полем зрения и высокой точностью определения направления на Солнце. В системе координат, связанной с КА, Солнце может находиться в любой точке небесной сферы. С другой стороны, у Солнца малый угловой размер — 0,5 градусов, что примерно в 360 раз меньше полусферы.

Одно из решений этой проблемы — использование объектива типа «рыбий глаз» с полем зрения порядка 180 градусов, но такие датчики будут иметь лишь минутную угловую точность. Другой путь — датчик с полем зрения в несколько градусов. В этом случае Солнце занимает существенную часть поля зрения и можно очень точно определить направление на его центр, но такой прибор придется наводить на Солнце.

Нами предложена новая конструкция солнечного датчика, сочетающая оба качества. В нем используется объектив типа «рыбий глаз», сфокусированный на матовую внутреннюю поверхность полусферического мениска, на внешнюю поверхность которого нанесен узкополосный интерференционный фильтр. Длины волн полосы пропускания зависят от угла падения излучения. Наибольшие длины волн — у полосы пропускания при нормальном падении излучения, с ростом угла падения они уменьшаются. Если изображение внутренней поверхности мениска, освещенной Солнцем, пропустить через отсекающий светофильтр, то мы получим узкое кольцо, центр которого совпадает с направлением на Солнце. Радиус этого кольца — десятки градусов, поэтому положение его центра (направление на Солнце) можно определить с высокой точностью.

НАЗЕМНЫЕ ИСПЫТАНИЯ СОЛНЕЧНОГО ДАТЧИКА ДЛЯ МИКРОСПУТНИКА НА БАЗЕ СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ

*С.А. Елубаев, К.А. Алимбаев, А.В. Шамро, Т.М. Бонеев, А.С. Сухенко,
П.М. Рахметова*

ДТОО «ИКТТ», e-mail: anna.sukhenko@gmail.com

Солнечный датчик является одним из основных измерительных приборов КА и используется в основном для обеспечения ориентации КА на Солнце, расчета текущей ориентации КА, а также для проведения других пространственных маневров.

На данный момент появилось множество типов солнечных датчи-

ков (СД), различающихся по составу и принципу работы. В основном это разновидности оптических и щелевых СД. Щелевые СД обладают меньшей массой и габаритами в сравнении с оптическими СД, более простой конструкцией и возможностью миниатюризации, что делает их применение на микроспутниках более предпочтительным.

Наиболее приемлемым для микроспутников является использование двухосных щелевых СД, так как для определения вектора направления на Солнце относительно микроспутника достаточно разместить на корпусе микроспутника несколько таких СД (обычно от 4-х до 6-ти), в сравнении с одноосными СД, которых потребуется большее количество.

На данный момент ведется разработка двухосного щелевого СД на базе треугольных кремниевых фотоэлектрических преобразователей, в связи с этим становится актуальной задача его испытания. Для проведения испытаний разработанный СД интегрируется в систему ориентации солнечных батарей (СОСБ), состоящую из конструкции с платформой и размещенной на ней солнечной батареей, которая вращается с помощью шагового двигателя. Управление СОСБ производится с помощью персонального компьютера на основе показаний СД. В ходе работ на текущий момент проведена разработка отдельных компонентов системы ориентации солнечных батарей и программного обеспечения для управления ее вращением. Дальнейшее проведение испытаний с помощью разработанной СОСБ позволит апробировать разработанный щелевой СД в наземных условиях и использовать его в будущем на малых космических аппаратах.

МЕТОДИКА КАЛИБРОВКИ СОЛНЕЧНОГО ДАТЧИКА НА ОСНОВЕ PSD ФОТОДИОДА

П.Ю. Григоров¹, Д.С. Иванов², Н.А. Ивлев³, А.В. Утеев³, А.Б. Минкин⁴

¹МФТИ, e-mail: grigoroff@bk.ru,

²ИПМ им. М.В. Келдыша, e-mail: danilivanovs@gmail.com,

³ООО «СПУТНИКС», e-mail: ivlev@sputnix.ru

⁴ООО ИТЦ «СКАНЭКС», e-mail: minkin@scanex.ru

В настоящей работе рассматриваются PSD (Position Sensitive Device) фотодиоды типа QD (Quadrant Diode) в качестве чувствительных элементов солнечных датчиков. PSD фотодиод QD типа является фотодиодом с относительно большой чувствительной поверхностью, разделенной на четыре независимых сектора. Амплитуда выходного сигнала каждого из секторов находится в прямой зависимости от площади части светового пятна, приходящегося на этот сектор. Таким образом, при известной форме светового пятна и заданном распределении интенсивности солнечного света возможно нахождение геометрического центра пятна на поверх-

ности PSD фотодиода.

В работе рассмотрен подход к решению задачи о нахождении центра светового пятна для PSD фотодиода при ограничениях на угол зрения. Предложены модель измерений и алгоритм обработки измерений токов, поступающих с фотодиода, для получения углов направления на источник света в связанной с солнечным датчиком системе координат. Разработана и протестирована методика проведения калибровки датчика. Спроектирован и создан стенд для проведения калибровки в соответствии с построенной моделью измерений. Рассказывается о калибровочных испытаниях прототипа солнечного датчика на PSD диоде фирмы СПУТНИКС, изготовленного для эксплуатации на микроспутниках типа "ТаблетСат".

Работа проведена в рамках контракта 1226/11-1 с ООО "Спутник" и поддержана грантами РФФИ №№ 12-01-33045, 13-01-00665, 14-01-31313 и грантом РНФ № 14-11-00621.

ВЫСОКОТОЧНАЯ СИСТЕМА НАВИГАЦИОННО-БАЛЛИСТИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ СВЕРХМАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

А.О. Жуков¹, Г.Ю. Харламов², З.Н. Турлов², И.Н. Валяев³, И.В. Капоров⁴

¹ГАИШ МГУ, e-mail: aozhukov@mail.ru

²ОАО «ОКБ МЭИ», e-mail: gukh2011@yandex.ru

³ИНАСАН, e-mail: igorvalyaev@rambler.ru

⁴ВКА имени А.Ф.Можайского, e-mail: kaporoff@yandex.ru

В настоящее время отсутствуют баллистические модели автономно-го полета сверхмалых КА на длительных интервалах времени, решающие целевые задачи по сближению и посадке на небесные тела или крупногабаритные элементы космического мусора с учетом адаптации к различным условиям.

Анализ зарубежных публикаций показывает, что созданию высокоточных систем навигационно-баллистического обеспечения сверхмалых КА уделяется огромное внимание. Большинство разработок находится на этапах исследования и проведения испытаний макетных и опытных образцов малогабаритных элементов бортовых систем навигации и разработок методов управления в условиях ограничения ресурсов. В то же время уровень отечественных технологий позволяет создать малогабаритные бортовые элементы, обеспечивающие высокоточный автономный полет на длительные интервалы времени. Имеется задел по разработке методов высокоточного баллистического обеспечения в условиях ограниченных ресурсов.

В работе предлагается новый подход к созданию системы навигаци-

онно-баллистического обеспечения сверхмалого КА, обеспечивающей предельные точности определения полного вектора состояния данного класса и функционирующей с учетом ограничений по количеству используемых пунктов управления и средств внешнетраекторных измерений.

ИССЛЕДОВАНИЕ АЛГОРИТМОВ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИИ ДЛЯ МИКРОСПУТНИКОВ СЕРИИ «ТАБЛЕТСАТ»

Д.С. Иванов¹, Н.А. Ивлев², С.О. Карпенко³

¹ИПМ им.М.В.Келдыша, e-mail: danilivanovs@gmail.com

²ООО «СПУТНИКС», e-mail: ivlev@sputnix.ru

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

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

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

Работа проведена в рамках контракта 1226/11-1 с ООО «Спутникс» и поддержана грантами РФФИ №№ 12-01-33045, 13-01-00665, 14-01-31313 и грантом РНФ № 14-11-00621.

ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССА РАСПРОСТРАНЕНИЯ КОГЕРЕНТНОГО ЭЛЕКТРОМАГНИТНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ В ДВИЖУЩИХСЯ СРЕДАХ

В.О. Гладышев, Д.И. Портнов, В.Л. Кауц
МГТУ им. Н.Э.Баумана, e-mail: vgladyshev@mail.ru

Экспериментальные исследования распространения лазерного излучения в движущихся средах позволили обнаружить новые оптические явления – поворот плоскости поляризации когерентного электромагнитного излучения и отклонение луча, проходящих через вращающуюся оптическую среду. Измерения проводились для вращающегося оптического диска толщиной ≈ 10 см при частотах вращения 2-200 Гц. Величина угла поворота плоскости поляризации достигала 90° при частотах вращения (≈ 30 Гц), отклонение луча $\approx 1^\circ$.

Эффекты отклонения лазерного луча и изменения поляризации в движущихся средах имеют фундаментальное значение. До сих пор их влияние на работу высокоточных оптико-электронных устройств наведения, стабилизации, ориентации, сопровождения не принималось во внимание, однако, как показывают исследования, оно может вызывать значительные отступления от расчетной погрешности. Безусловно, научное исследование и обоснование проявлений таких эффектов позволит повысить точность работы оптико-электронных систем управления.

С другой стороны, всестороннее и фундаментальное исследование этих эффектов имеет прикладное значение. Его результаты могут быть использованы при метрологических измерениях качества и параметров изотропных оптических сред, технологического контроля качества оптических материалов при разработке устройств управления лазерным излучением.

ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ АЛГОРИТМА УПРАВЛЕНИЯ ПРИВОДОМ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ЦЕЛЬЮ СОЗДАНИЯ МОМЕНТОВ ДЛЯ РАЗГРУЗКИ ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКОГО ИСПОЛНИТЕЛЬНОГО ОРГАНА СОС

С.В. Латынцев, С.В. Меус, А.В. Овчинников, А.А. Бабанов
ОАО «ИСС», e-mail: lsv@iss-reshetnev.ru

Главная идея использования солнечного ветра заключается в том, чтобы конструкция КА в целом напоминала пропеллер, тогда имеется возможность использовать солнечное давление для создания моментов нужного знака. При отклонении панелей солнечных батарей (СБ) от направления на Солнце на углы одинаковой величины, но разных знаков, создается пара сил, которая, в свою очередь, порождает момент сил, заставляющий при

неизменной ориентации КА изменять скорости вращения двигателей-маховиков.

На сегодняшний день при проектировании КА производства ОАО «ИСС» возможность разгрузки маховиков крыльями СБ не учитывается. При этом на парирование возмущений от возможной непараллельности панелей СБ на этапе проектирования КА при расчете необходимого количества топлива двигателей ориентации закладывается около 7% от общей массы топлива.

По результатам расчета с использованием разработанного алгоритма для КА серии «Экспресс» производства ОАО «ИСС», ожидаемая средняя экономия топлива двигателей ориентации составит 5,5% от общего количества.

При натурной эксплуатации КА длительностью около двух лет экономия топлива составила около 10% от общих затрат топлива. Разница между расчетными и полученными результатами обусловлена консервативностью методики расчета: расчетные значения возмущающих моментов выбирались больше, чем наблюдаемые на практике.

Разработанный алгоритм подтвердил свою эффективность на практике, поэтому из бюджета топлива вновь разрабатываемых КА планируется исключить составляющую от сил «паразитного» солнечного давления. В настоящее время разрабатываются усовершенствованные алгоритмы разгрузки — за счет совместного использования двигателей ориентации и панелей СБ планируется увеличить экономию топлива.

РАЗРАБОТКА СТЕНДА ДЛЯ ТЕСТИРОВАНИЯ ПРОГРАММНО-МАТЕМАТИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЗВЕЗДНОГО ДАТЧИКА

*С.А. Елубаев, К.А. Алимбаев, А.В. Шамро, Т.М. Бонеев,
А.С. Сухенко, Д.Л. Михайленко*
ДТОО «ИКТТ», e-mail: anna.sukhenko@gmail.com

Звездный датчик (ЗД) является высокотехнологичным и высокоточным прибором для определения углового положения КА. В последнее время он становится неотъемлемой частью систем управления движением и навигации КА.

Одной из наиболее наукоемких частей ЗД является его программно-математическое обеспечение, для тестирования и проверки которого необходимо разрабатывать различное испытательное оборудование.

Рассматривается разработка стенда для отработки программно-математического обеспечения ЗД по определению текущих параметров его ориентации. Стенд состоит из имитатора звездного неба и прототипа ЗД, размещенных в закрытом корпусе, а также персонального компьютера. Имитатор звездного неба воспроизводит на мониторе персонального компьютера изображение звездного неба с учетом динамики КА. Прототип ЗД, разработанный на основе веб-камеры, производит съемку звездного неба и обработку

полученного изображения с помощью программно-математического обеспечения, включающего алгоритмы предварительной обработки изображения, распознавания звезд и определения ориентации.

На данный момент проведены работы по созданию программного обеспечения имитатора звездного неба, а также конструкции стенда. В дальнейшем проведение испытаний на данном стенде позволит оценить качество работы программно-математического обеспечения ЗД, определить и выявить его погрешности. Кроме того, он позволит демонстрировать работу ЗД, наглядно отображать текущие параметры ориентации в программной системе, что дает основание для его использования в качестве методической базы для обучения студентов космических специальностей.

ОБЩИЕ ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ КОНТРОЛЬНО-ИСПЫТАТЕЛЬНОЙ АППАРАТУРЫ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫХ ПРИБОРОВ

Р.В. Бессонов, А.С. Лускив, С.А. Прохорова
ИКИ РАН, e-mail: prokhorovasa@yandex.ru

На всех этапах разработки и испытаний оптико-электронных приборов неотъемлемой частью является отработка программного обеспечения устройств. Развитие современных технологий позволяет качественно повышать технические характеристики приборов, в том числе, увеличивается частота работы и усложняются внутренние алгоритмы, что повышает требования к испытательному оборудованию.

В настоящее время в ИКИ РАН разрабатываются приборы, включающие в свою работу высокоскоростной видеоинтерфейс Camera Link, позволяющий получать изображения с прибора в режиме реального времени, что существенно упрощает контроль функционирования прибора в процессе испытаний.

Перед разработчиками стоит задача создания контрольно-испытательной аппаратуры (КИА), способной решать следующие задачи:

- обеспечивать стабильный информационный обмен и синхронизировать работу КИА и приборов с частотой до 1 кГц;
- принимать и отображать видеоинформацию, поступающую с приборов в режиме реального времени;
- обрабатывать полученные изображения в соответствии с требованиями целевой задачи;
- отрабатывать программно-алгоритмическое обеспечение приборов с частичной аппаратной поддержкой в режиме отладки;
- протоколировать результаты и рассчитывать статистику работы приборов при проведении ресурсных испытаний.

В данной работе рассмотрены основные принципы построения и алгоритмы работы КИА, отвечающей данным требованиям.

ИЕРАРХИЧЕСКИЙ ЗВЕЗДНЫЙ КАТАЛОГ, ПРЕДНАЗНАЧЕННЫЙ ДЛЯ РЕЖИМА СЛЕЖЕНИЯ ЗВЕЗДНОГО ДАТЧИКА

А.В. Верховцева, А.С. Забиякин, Д.И. Мозгунов, С.А. Соколов, А.И. Циллорик
Филиал ФГУП «ГНПРКЦ «ЦСКБ – ПРОГРЕСС» - НПП «ОПТЭКС»,
e-mail: alevteena@gmail.com

После начального распознавания звезд по полному звездному каталогу обычно используется режим слежения, в котором для определения ориентации и оптимизации считывания фотоприемника используется незначительное количество идентифицированных звезд, попадающих в поле зрения фотоприемника. При слежении необходимо предсказывать не только то, какие звезды покидают поле зрения камеры датчика, что несложно, ввиду незначительности количества этих звезд, но и какие звезды появятся в нем на следующем кадре, что трудоемко, ввиду необходимости поиска по всему звездному каталогу. Чтобы сделать последнюю задачу выполнимой в режиме реального времени, возникает необходимость эффективно создавать локальные активные каталоги на основании известной ориентации датчика. В работе рассмотрен вариант решения этой задачи на основе квазиравномерного квантования единичной сферы с помощью описанного вокруг нее куба. При этом все звездное небо разбивается на непересекающиеся четырехугольные ячейки, примерно равной площади. Для составления локального каталога, т.е. списка звезд, потенциально имеющих возможность появиться в поле зрения, используется следующая схема:

- производится векторное квантование вектора ориентации датчика посредством проецирования этого вектора на грань куба и последующего квантования координат проекции;
- в найденной ячейке сферы определяется ближайшая вершина по отношению к известному направлению оптической оси приемника;
- определяются все ячейки, к которым принадлежит данная вершина (их обычно 4, за исключением 8 углов куба, для которых таких ячеек 3);
- активный каталог определяется как объединение множеств звезд, принадлежащих всем этим смежным ячейкам.

Для реализации вычислительно эффективного решения такой задачи необходимо построение структурированной надстройки над каталогом всех звезд, обеспечивающей быстрый поиск звезд в поле зрения камеры по ее ориентации. Для этого создаются два массива: массив ячеек векторного квантования сферы и массив вершин этих ячеек. Массив ячеек содержит структуры, содержащие указатели на 4 вершины соответствующей ячейки и список индексов звезд в глобальном каталоге, принадлежащих данной ячейке. Массив вершин содержит указатели на массив смежных ячеек, к которым вершина принадлежит. В результате поиск может быть значительно ограничен звездами активного каталога.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ МАХОВИКОВ ДЛЯ УПРАВЛЕНИЯ ВЕКТОРОМ ТЯГИ ПРИ ПЕРЕЛЕТЕ ЗЕМЛЯ-ЛУНА

Я.В. Маиштак, С.С. Ткачев

ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, e-mail: yarmashtakov@gmail.com

Рассматривается задача перелета Земля-Луна с использованием двигателя малой тяги. Из-за того что двигатель работает практически на протяжении всего перелета, требуется постоянно удерживать вектор тяги космического аппарата (КА) в заданном положении. Помимо этого для обеспечения КА электроэнергией требуется разворачивать его солнечные панели таким образом, чтобы нормаль к ним была направлена максимално близко к Солнцу. С учетом этих требований строится угловое движение КА, то есть задаются его ориентация и угловая скорость как функции времени. Для управления угловым движением КА используются маховики.

При построении ориентации используются кинематические уравнения Пуассона в кватернионах. Так как направление вектора тяги и направление на Солнце заданы только в некоторые моменты времени (с интервалом примерно 15 минут), а ориентация и угловая скорость должны быть известны в произвольный момент, требуется каким-либо образом интерполировать входные данные. В работе для интерполяции используются так называемые сплайны Эрмита. Такой сплайн строится для каждой из четырех компонент кватерниона и в дальнейшем используется для получения угловой скорости КА как функции времени.

Как уже упоминалось ранее, КА ориентируется с помощью маховиков. Так как при установке маршевого двигателя неизбежны ошибки, возникает постоянный возмущающий момент, действующий на КА. Это приводит к насыщению маховиков. Для их разгрузки в работе предложен алгоритм, использующий установленные на КА газовые двигатели малой тяги, а также проведен его анализ и приведены результаты.

Работа поддержана грантами РФФИ №№ 12-01-33045, 13-01-00665 и грантом РНФ № 14-11-00621.

СЪЕМКА ПРИ ПОСАДКЕ НА ЛУНУ И СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ АЛГОРИТМОВ БОРТОВОЙ ОБРАБОТКИ ИЗОБРАЖЕНИЙ ДЛЯ ИНФОРМАЦИОННОЙ ПОДДЕРЖКИ ПОСАДКИ

Б.С. Жуков, В.А. Гришин

ИКИ РАН, e-mail: bzhukov@iki.rssi.ru

Несмотря на неудачу миссии «Фобос-Грунт», при ее подготовке были применены многие новые технические и методические разработки, которые могут быть использованы в будущих космических проектах. Одной из таких разработок была телевизионная система навигации и наблюдения (ТСНН), предназначенная для решения научных задач, а также для информационной поддержки процесса посадки. Впервые в практике отече-

ственной космонавтики разработаны технические средства и программно-алгоритмическое обеспечение (ПАО) бортового анализа получаемых изображений в реальном времени для измерения высоты и относительной скорости КА и автономного выбора места посадки при спуске на поверхность небесного тела.

Дальнейшее совершенствование и внедрение ПАО информационной поддержки посадки предполагается провести в рамках планируемых миссий по исследованию полярных районов Луны с посадочных аппаратов. В рамках первой миссии планируется съемка поверхности Луны как на этапе снижения, на котором в течение 5 мин. КА летит вдоль поверхности Луны, постепенно снижаясь с высоты 18 км до 2 км, так и на этапе вертикального спуска, на котором КА в течение 1 мин. вертикально снижается и садится на поверхность. На первом этапе с помощью одной из обзорных камер в монорежиме будет получено до 500 изображений, которые могут быть использованы для выбора района посадки. На втором этапе с помощью двух специально разработанных посадочных камер предполагается получить до 100 стереоизображений, которые могут быть использованы для оценки высоты и скорости КА и для уклонения от опасных препятствий (больших кратеров, камней, крутых склонов). В первой лунной миссии предусматривается лишь получение изображений на обоих этапах снижения. Это позволит детально протестировать на Земле функционирование ПАО в сложных условиях освещения полярных районов (большое количество теней) перед тем, как включить его в систему управления посадкой в следующих лунных миссиях.

АЛГОРИТМЫ РАБОТЫ СЪЕМОЧНЫХ КАМЕР СЛУЖЕБНОЙ ТЕЛЕВИЗИОННОЙ СИСТЕМЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «ЛУНА-ГЛОБ»

Я.Д. Эльяшев, С.А. Прохорова, Р.В. Бессонов, И.В. Полянский, Б.С. Жуков
ИКИ РАН, e-mail: eluashev-jak@yandex.ru

В проектах «Луна-Ресурс» и «Луна-Глоб» планируется применить систему технического зрения, которая будет решать задачи видеосъемки во время посадки, реализовывать стереофотограмметрический метод целеуказания и контроля движения манипулятора, а также выполнять обзорную съемку во время и после посадки.

Съемка осложняется тем, что место посадки находится в приполярных областях Луны. При этом высота Солнца над горизонтом не будет превышать 20 град. и все объекты на поверхности Луны будут отбрасывать длинные контрастные тени. Яркость в затененных областях будет на 4-5 порядков ниже яркости освещенных областей.

Авторами доклада был разработан алгоритм расширения динамического диапазона камеры, алгоритм автоматического подбора параме-

тров съемочной системы во время посадки и метод подавления структурного шума матриц.

Алгоритм расширения динамического диапазона, который будет использоваться после посадки КА на поверхность Луны, предназначен для получения панорамных снимков Луны вокруг КА. Он основан на программной комбинации нескольких кадров, полученных с различной выдержкой.

Алгоритм автоматического подбора параметров съемочной системы во время посадки КА предназначен для получения наиболее качественных изображений и использует встроенную функцию КМОП-матрицы, позволяющую применять нелинейную выходную характеристику.

Для проверки алгоритмов применялась камера на основе КМОП-матрицы CMV-4000, являющаяся прототипом камер, которые будут установлены на посадочных модулях «Луна-Ресурс» и «Луна-Глоб».

Исследования показали, что использование нелинейной выходной характеристики позволяет расширить динамический диапазон в 3-5 раз, а использование программного алгоритма позволяет расширить динамический диапазон на 3-4 порядка. Разработанный алгоритм подавления структурных шумов матрицы компенсирует до 95% структурных шумов.

ПОСТРОЕНИЕ ЦИФРОВОЙ МОДЕЛИ ОБЪЕКТА ПУТЕМ ЕГО СЪЕМКИ С РАЗЛИЧНЫХ РАКУРСОВ И ПРОЕКТИРОВАНИЯ НА НЕГО ЛАЗЕРНОЙ СЕТКИ

А.В. Никитин

ИКИ РАН, e-mail: andvnik935@yandex.ru

Для построения 3D модели объекта в настоящее время существует достаточно много способов, основанных на лазерном сканировании (измерении дальностей до объекта). Недостатком лазерного сканирования является необходимость точного углового позиционирования лазера при сканировании, что ведет к значительному удорожанию подобных устройств.

С целью построения цифровой модели объекта наземной съемки предлагается использовать стереофотограмметрический метод, а именно, съемку объекта с фиксированного базиса, широко применявшуюся ранее в фототеодолитной съемке.

Недостатком этого метода является необходимость трудоемких камеральных работ на цифровых фотограмметрических станциях. При этом каждая точка поверхности рассматривается стереоскопически и обрисовывается в ручном режиме.

Для автоматизации указанного метода широко применяются различ-

ные преобразования изображений и корреляционные алгоритмы с целью выделения контурных точек и их отождествления на паре изображений. Недостатком является необходимость наличия достаточного количества контрастных объектов на снимаемой поверхности.

В настоящей работе для построения цифровой модели поверхности предлагается использовать стереофотограмметрический способ с лазерной подсветкой с четырех базисов.

Принцип способа построения цифровой модели с каждого базиса заключается в синхронной съемке поверхности, располагающейся перед двумя камерами, и построении ее трехмерного образа, т.е. определении пространственных координат точек в базисной системе координат, определяемой элементами взаимного ориентирования двух камер. Основная задача — определить координаты точек, принадлежащих объекту съемки, путем измерения их соответственных изображений на стереопаре снимков. В качестве точек поверхности предлагается использовать отражения от снимаемой поверхности светового пучка, формируемого лазерной установкой. При этом не требуется определения расстояний до объекта съемки, достаточно их яркой подсветки.

На изображении получается сетка с примерно равномерным шагом, которая выглядит ярче снимаемой поверхности. Следовательно, задача сводится к методу порогового детектирования связанных областей на обоих изображениях и их отождествлению. Далее, используя формулы стереофотограмметрии, считая элементы внешнего ориентирования камер известными, определяют пространственные координаты точек по двум точкам, измеренным на снимках в автоматическом режиме.

В итоге производится объединение цифровых моделей участков снимаемого объекта с различных базисов в единую систему координат. Существует возможность преобразовать полученную таким образом цифровую модель объекта в файл формата 3DS для дальнейшей работы в системе работы с трехмерными образами 3DMAX.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ СЛУЖЕБНОЙ ТЕЛЕВИЗИОННОЙ СИСТЕМЫ ДЛЯ КОНТРОЛЯ И НАВЕДЕНИЯ ЛУННОГО МАНИПУЛЯТОРНОГО КОМПЛЕКСА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «ЛУНА - ГЛОБ»

А.С. Банников, А.В. Никитин

ИКИ РАН, e-mail: alvern@mail.ru

Одной из задач СТС-Л является стереосъемка манипулятора, частей посадочного модуля, а также лунной поверхности в области досягаемости манипулятора, построение цифровой модели манипулятора и рельефа рабочей области лунной поверхности, выбор наиболее интересных участков для забора грунта, поддержка и анализ управления манипулятором.

Манипулятор предназначен для перемещения ковша в указанную точку пространства, находящуюся перед посадочным модулем, и добычи образцов с поверхности. Для управления манипулятором используются

5 двигателей с программируемой установкой числа оборотов. Для обратной связи служат датчики числа оборотов двигателей с точностью до 1/6 оборота (10 угл. сек.). Используя математическую модель манипулятора — расположение, направление осей вращения и текущее число оборотов двигателей, прошедших с момента включения, — можно вычислить пространственное перемещение манипулятора вдоль осей X, Y и Z системы координат манипулятора.

Основные задачи стереосистемы:

- определение взаимного углового расположения камер;
- построение трехмерной цифровой модели поверхности в системе координат камер;
- определение текущего положения манипулятора в системе координат камер;
- переход от базисной системы координат камер к системе координат манипулятора;
- определение координат целевого объекта в системе координат манипулятора;
- калибровка манипулятора, уточнение параметров модели линейного перемещения манипулятора и контроль перемещения манипулятора в пространстве.

Разработано программное обеспечение, позволяющее выполнять задачи, стоящие перед стереосистемой с целью наведения и контроля положения манипулятора.

Проведена оценка точности определения координат цифровой модели с использованием имитатора лунного грунта.

Проведена калибровка цифровых камер, уточнено значение фокусного расстояния и определены коэффициенты полинома дисторсии по полю изображения.

ВОЗМОЖНОСТИ КОСМИЧЕСКОЙ НАВИГАЦИИ ПО ПЛАНЕТНОМУ ЛИМБУ

Б.С. Жуков, С.Б. Жуков

ИКИ РАН, e-mail: bzhukov@iki.rssi.ru

Автономная навигация на околопланетных и межпланетных орбитах может осуществляться по изображениям лимба Земли и тел Солнечной системы. Форма Земли, других планет, а также крупных спутников планет близка к сферической. В этом случае задача сводится к определению радиуса и направления на центр тела в системе координат его изображения. Эти параметры после привязки системы координат камеры к абсолютной системе координат по данным звездных датчиков позволяют определить положение КА относительно тела, а также в абсолютной системе координат. Разработанный алгоритм решения этой задачи включает фильтрацию шума, детектирование точек лимба по изображению, фильтрацию невер-

ных точек, аппроксимацию точек лимба окружностью и определение ее параметров. Алгоритм отлажен на модельных изображениях, изображениях, сделанных на специальном стенде, и реальных изображениях Земли, полученных ИСЗ GOES с геостационарной орбиты. Показано, что для безатмосферных тел указанные параметры могут быть определены с точностью до 0,1-0,2 пиксела, причем эта точность существенно зависит от угла раствора лимба, радиометрического шума, неоднородности поля яркости тела и эллиптичности тела. Для случая Земли, когда горизонт может быть не виден из-за высокой оптической толщины атмосферы и облачности, обсуждается способ определения лимба, обладающий наилучшей привязкой по высоте в условиях вариации атмосферных условий и наличия облачного покрова.

ГРУБАЯ ОЦЕНКА МЕСТНОЙ ВЕРТИКАЛИ И РАДИУСА ЗЕМЛИ В ЗАДАЧЕ КОРРЕЛЯЦИОННО-ЭКСТРЕМАЛЬНОЙ НАВИГАЦИИ ПО ИЗОБРАЖЕНИЮ ЗЕМЛИ

В.А. Гришин

ИКИ РАН, e-mail: vgrishin@iki.rssi.ru

Датчики местной вертикали имеют достаточно широкое применение. В первую очередь — это системы ориентации космических аппаратов (КА). Как правило, такие датчики работают в ИК-диапазоне. Они могут быть использованы при решении навигационных задач в сочетании со звездными датчиками при наличии точного времени на борту. При этом достигается очень высокая устойчивость к искусственным помехам, в отличие от данного показателя спутниковых навигационных систем.

В отдельных участках ИК-диапазона возможно реальное наблюдение линии горизонта как границы между поверхностью Земли и атмосферой, что, в принципе, позволяет существенно увеличить точность оценки местной вертикали и, соответственно, точность навигации. Однако необходимость охлаждения матриц до достаточно низких температур, невысокое, по сравнению с видимым диапазоном, разрешение матриц, высокая стоимость, габариты и масса препятствуют реализации таких систем. Все это стимулирует исследования возможностей разработки навигационных приборов, работающих в видимом и ближнем ИК-диапазонах. Однако в этом случае затухание и рассеивание излучения в атмосфере настолько велики, что делают невозможным наблюдение реальной линии горизонта, а то, что мы воспринимаем как линию горизонта, формируется вследствие контраста между различными слоями атмосферы.

В этих условиях возможно повышение точности навигации за счет корреляционно-экстремальных методов навигации по изображению Земли. При этом допустима достаточно грубая оценка местной вертикали и видимого радиуса Земли, поскольку она должна только обеспечить безусловное попадание в область сходимости корреляционно-экстремальных алгоритмов.

Задача определения местной вертикали существенно осложняется тем

обстоятельством, что Солнце может освещать только часть диска Земли. В экстремальных случаях может наблюдаться только узкий «серп». В таких условиях для надежного определения местной вертикали необходимо использовать информацию о пространственном положении Солнца относительно КА и Земли. Расчет делается на основании точного времени и априорных (имеющих невысокую точность) данных о положении КА и позволяет определить ориентацию «серпа», перепад яркости вдоль его границ. После этого рассчитывается положение центра окружности и ее радиус.

Работа выполнена при поддержке РФФИ — грант 12-08-00863-а.

СОПОСТАВЛЕНИЕ КОЭФФИЦИЕНТОВ ЯРКОСТИ ПРИРОДНЫХ ОБЪЕКТОВ ПО ДАННЫМ КМСС КА «МЕТЕОР-М» №1 И MODIS КА «TERRA»

Т.В. Кондратьева, Б.С. Жуков

ИКИ РАН, e-mail: tkondratieva@iki.rssi.ru

В докладе рассматриваются результаты сопоставления коэффициентов спектральной яркости (КСЯ) различных классов природных объектов по данным Комплекса многозональной спутниковой съемки (КМСС) КА «Метеор-М» №1 и спектрорадиометра MODIS КА «Терра».

Комплекс многозональной спутниковой съемки (КМСС), работающий на борту КА «Метеор-М» №1 с сентября 2009 года, включает в себя три камеры МСУ (многозональное сканирующее устройство), которые осуществляют съемку поверхностей суши и акваторий в видимом и ближнем ИК-диапазонах.

Радиометрическое качество данных камер КМСС обеспечивается ежегодно проводимой полетной радиометрической кросс-калибровкой относительно MODIS по тестовым однородным снежным полям Антарктиды.

В работе были проанализированы КСЯ для различных классов природных объектов с одинаковыми географическими координатами и временами съемки КМСС и MODIS с учетом различия спектральных зон приборов, углов освещения и наблюдения.

Полученные зависимости показывают хорошее соответствие коэффициентов спектральной яркости природных объектов, регистрируемых камерами КМСС, с соответствующими данными спектрорадиометра MODIS.

ПОЛНЫЕ НАЗВАНИЯ ОРГАНИЗАЦИЙ

4-й ЦНИИ МО РФ — Федеральное государственное бюджетное учреждение 4-й центральный научно-исследовательский институт Министерства обороны Российской Федерации, Московская обл., Юбилейный, Россия

ВКА имени А.Ф.Можайского — Федеральное государственное казенное образовательное учреждение высшего профессионального образования «Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского» Министерства обороны Российской Федерации, Санкт-Петербург, Россия

ВПК «НПО Машиностроения» — Военно-промышленная корпорация «Научно-производственное объединение Машиностроения», Московская обл., Реутов, Россия

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

ГАО РАН — Федеральное государственное бюджетное учреждение науки Главная (Пулковская) астрономическая обсерватория Российской академии наук, Санкт-Петербург, Россия

ДТОО «ИКТТ» — Дочернее товарищество с ограниченной ответственностью «Институт космической техники и технологий»

ЗАО «НПК «Электрооптика» — Закрытое акционерное общество «Научно-производственный комплекс «Электрооптика» Москва, Россия

ЗАО «ЭЛСИ» — Закрытое акционерное общество «Электронные системы», Санкт-Петербург, Россия

ИКИ РАН — Федеральное государственное бюджетное учреждение науки Институт космических исследований Российской академии наук, Москва, Россия

ИПМ им. М. В. Келдыша — Федеральное государственное бюджетное учреждение науки Институт прикладной математики им. М. В. Келдыша Российской академии наук, Москва, Россия

ИНАСАН — Федеральное государственное бюджетное учреждение науки Институт астрономии Российской академии наук, Москва, Россия

МГТУ им. Н.Э.Баумана — Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего профессионального образования «Московский государственный технический университет им.Н. Э. Баумана», Москва, Россия

МФТИ — Государственное образовательное учреждение высшего

профессионального образования «Московский физико-технический институт (государственный университет)», Москва, Россия

НИУ ИТМО — Санкт-Петербургский национальный исследовательский университет информационных технологий, механики и оптики, Санкт-Петербург, Россия

ОАО «НИИТ» – Нижегородский Институт Информационных Технологий, Нижний Новгород, Россия

ОАО «ИСС» — Открытое акционерное общество «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнёва», Железнодорожск, Россия

ОАО «Корпорация «ВНИИЭМ» — Открытое акционерное общество «Научно-производственная корпорация «Космические системы мониторинга, информационно-управляющие и электромеханические комплексы» имени А.Г. Иосифьяна», Москва, Россия

ОАО «НПП «Геофизика-Космос» — Открытое акционерное общество «Научно-производственное предприятие «Геофизика-Космос», Москва, Россия

ОАО «ЛОМО» — Открытое акционерное общество «Ленинградское оптико-механическое объединение» имени В. И. Ленина, Санкт-Петербург, Россия

ОАО «РИРВ» — Открытое акционерное общество «Российский институт радионавигации и времени», Санкт-Петербург, Россия

ОАО «РКЦ «Прогресс» — Открытое акционерное общество «Ракетно-космический центр «Прогресс», Самара, Россия

ОАО «ОКБ МЭИ» — Открытое акционерное общество Центр космической связи особого конструкторского бюро МЭИ «Медвежьи озера», Москва, Россия

ООО «Азмерит» — Общество с ограниченной ответственностью «Азмерит», Москва, Россия

ООО ИТЦ «СКАНЭКС» — Инженерно-технологический центр «СКАНЭКС», Москва, Россия

ООО «СПУТНИКС» — Общество с ограниченной ответственностью «Спутниковые инновационные космические системы», Москва, Россия

САО РАН — Федеральное государственное бюджетное учреждение науки Специальная астрофизическая обсерватория Российской Академии наук, Санкт-Петербург, Россия

Филиал ФГУП «ГНПРКЦ «ЦСКБ — Прогресс» — НПП «ОПТЭКС» — Филиал ФГУП «Государственный научно-производственный ракетно-космический центр «ЦСКБ-Прогресс» — Научно-производственное предприятие «Оптико-электронные комплексы и системы, Москва, Россия

СОДЕРЖАНИЕ

<i>Г.А. Аванесов, Р.В. Бессонов, А.А. Фори, Р.Г. Залялова, А.Д. Филатов</i> Опыт эксплуатации и перспективы развития приборов звездной ориентации БОКЗ	3
<i>Г.А. Аванесов, Р.В. Бессонов, С.В. Воронков, Б.С. Жуков, М.И. Куделин, И.В. Полянский, А.В. Никитин, А.А. Фори</i> Разработка служебной телевизионной системы космического аппарата «Луна-Глоб»	4
<i>Г.А. Аванесов, Р.В. Бессонов, Н.Н. Брысин, А.Н. Куркина, А.С. Лискив, М.Б. Людомирский, И.С. Каютин, Н.Е. Ямицков, А.Л. Гаврилов, С.В. Гульцов, Ю.В. Степанов</i> Астроинерциальная навигационная система	5
<i>И.В. Полянский А.М. Савицкий, М.Н. Сокольский, В.П. Трезуб</i> Оптические системы малогабаритных сканеров для космических аппаратов «Метеор-М»	5
<i>Т.Ю. Дроздова, И.Ю. Катасонов, М.И. Куделин</i> Алгоритмы сбора, хранения и передачи научной и служебной информации телескопа ART-XC космического аппарата «Спектр-РГ»	6
<i>Е.С. Караваева, Р.В. Бессонов</i> Исследование характеристик КМОП-матрицы CMOSIS CMV-4000	7
<i>Г.А. Аванесов, Р.В. Бессонов, С.А. Дятлов, Е.А. Мыслик</i> Наземная обработка прибора звездной ориентации микроБОКЗ	8
<i>П.С. Сметанин, Г.А. Аванесов, Р.В. Бессонов</i> Исследование алгоритмов фильтрации изображений. Первичная обработка информации в звездном датчике	9
<i>В.И. Федосеев, В.В. Куняев, А.Н. Исаков, Л.М. Юдина, В.О. Князев, А.А. Коптев, Г.П. Титов, О.В. Шевляков, С.В. Латынцев</i> Обеспечение сбоеустойчивости приборов звездной ориентации, построенных на сбоеустойчивой элементной базе	10
<i>А.Ю. Карелин, Ю.Н. Зыбин, В.О. Князев, А.А. Поздняков</i> Результаты наземной обработки прибора ориентации по звездам 348к	11

<i>А.О. Жуков, А.И. Захаров, М.Е. Прохоров, Н.И. Шахов, И.А. Зиновьев</i> Моделирование фона неба и космических объектов естественного и искусственного происхождения в широком спектральном диапазоне в околоземном космическом пространстве	12
<i>А.А. Байгуттуев, А.В. Бирюков, А.И. Захаров, В.Г. Мошкалев, Ф.Н. Николаев, М.Е. Прохоров, М.С. Тучин</i> Стенд для исследования эффективности блендов на основе горизонтального солнечного телескопа ГАИШ	12
<i>О.Ю. Стекольников, М.К. Абубекеров, А.А. Байгуттуев, А.В. Бирюков, А.И. Захаров, Н.Л. Крусанова, А.В. Миронов, В.Г. Мошкалев, М.Е. Прохоров, М.С. Тучин</i> Малогабаритный датчик звездной ориентации для наноспутников	13
<i>Г.В. Бунтов, А.В. Верховцева, А.С. Забиякин, А.С. Князев, А.И. Циллорик</i> Методы объективного контроля точностных характеристик звездного датчика	14
<i>П.Н. Разживалов</i> Определение величины отклонения от перпендикулярности фоточувствительной матрицы по отношению к оптической оси объектива, возникающего вследствие тепловой деформации конструкции звездного датчика	15
<i>А.И. Захаров, М.К. Абубекеров, А.А. Байгуттуев, А.В. Бирюков, А.О. Жуков, Н.Л., Крусанова, А.В. Миронов, В.Г. Мошкалев, О.Ю. Стекольников, М.Е. Прохоров, М.С. Тучин</i> Проблемы комплексных систем определения ориентации относительно астрономических объектов при повышении точности измерений	16
<i>Е.В.Белинская, К.А. Бибарсова, П.А.Козочкин, М.Е. Семенов, А.В. Чухненко</i> Наземные испытания системы координатно- временного обеспечения для подтверждения орбитальной ориентации КА «Метеор-М» №2	17
<i>А.А. Арефинкин, С.В. Воронков, В.В. Виленский, С.Э. Зайцев, В.Л. Лисицын, А.В. Никитин, Л.Г. Король, Р.О. Русаков, Н.А. Строилов</i> Результаты наземной отработки системы управления движением космического аппарата с использованием коллиматорных блоков изображений звездного неба	18

<i>Е.В.Белинская, С.В.Воронков, И.Ю. Катасонов, А.Э. Пискунов, Н.А. Строилов, Н.В. Чупина</i> Обработка программно - алгоритмического обеспечения системы датчиков гида телескопа Т-170М при натурных и стендовых испытаниях	18
<i>Е.В. Белинская, С.В. Воронков, А.В. Никитин, Н.А. Строилов</i> Калибровка системы датчиков гида телескопа Т - 170М	19
<i>Е.В. Белинская, С.В. Воронков, А.В. Никитин, Н.А. Строилов, А.Л. Яскович</i> Влияние формы одиночной звезды на точностные характеристики Системы датчиков гида телескопа Т-170М	20
<i>М.С. Чубей, А.В.Бахолдин, В.В. Курпrianов, Г.В. Левко, В.Н. Львов, С.В. Маркелов, С.Д. Цекмейстер, Г.И. Цуканова</i> К вопросу о системе наведения в проекте «Орбитальная Звездная Стереоскопическая Обсерватория»	21
<i>М.Г. Никифоров, А.И. Захаров, М.Е. Прохоров, А.О. Жуков</i> Оценка возможности практической реализации автономной навигации космических аппаратов в дальнем космосе по объектам солнечной системы	23
<i>Р.В. Бессонов, С.А. Дятлов, А.Н. Куркина, А.В. Никитин</i> Солнечный датчик на основе КМОП-матрицы	23
<i>М.Е. Прохоров, А.И. Захаров, О.А. Жуков, А.В. Миронов, О.Ю. Стекольщиков</i> Солнечный датчик на основе интерференционной оптической системы	25
<i>С.А. Елубаев, К.А. Алимбаев, А.В. Шамро, Т.М. Бонеев, А.С. Сухенко, П.М. Рахметова</i> Наземные испытания солнечного датчика для микроспутника на базе системы ориентации солнечных батарей	25
<i>П.Ю. Григоров, Д.С. Иванов, Н.А. Ивлев, А.В. Утеев, А.Б. Минкин</i> Методика калибровки солнечного датчика на основе PSD фотодиода	26

<i>А.О. Жуков, Г.Ю. Харламов, З.Н. Турлов, И.Н. Валяев, И.В. Капоров</i> Высокоточная система навигационно-баллистического обеспечения сверхмалых космических аппаратов	27
<i>Д.С. Иванов, Н.А. Ивлев, С.О. Карпенко</i> Исследование алгоритмов определения ориентации для микроспутников серии «ТаблетСат»	28
<i>В.О. Гладышев, Д.И. Портнов, В.Л. Кауц</i> Исследование процесса распространения когерентного электромагнитного излучения в движущихся средах	29
<i>С.В. Латынцев, С.В. Меус, А.В. Овчинников, А.А. Бабанов</i> Оценка эффективности алгоритма управления приводом солнечных батарей космического аппарата с целью создания моментов для разгрузки электромеханического исполнительного органа СОС	29
<i>С.А. Елубаев, К.А. Алипбаев, А.В. Шамро, Т.М. Бопеев, А.С. Сухенко, Д.Л. Михайленко</i> Разработка стенда для тестирования программно- математического обеспечения звездного датчика	30
<i>Р.В. Бессонов, А.С. Лискив, С.А. Прохорова</i> Общие принципы построения контрольно-испытательной аппаратуры оптико-электронных приборов	31
<i>А.В. Верховцева, А.С. Забиякин, Д.И. Мозгунов, С.А. Соколов, А.И. Циллорик</i> Иерархический звездный каталог, предназначенный для режима слежения звездного датчика	32
<i>Я.В. Маштаков, С.С. Ткачев</i> Использование маховиков для управления вектором тяги при перелете Земля-Луна	33
<i>Б.С. Жуков, В.А. Гришин</i> Съемка при посадке на Луну и совершенствование алгоритмов бортовой обработки изображений для информационной поддержки посадки	33

<i>Я.Д. Эльязев, С.А. Прохорова, Р.В. Бессонов, И.В. Полянский, Б.С Жуков</i>	Алгоритмы работы съемочных камер служебной телевизионной системы космического аппарата «Луна-Глоб»	34
<i>А.В. Никитин</i>	Построение цифровой модели объекта путем его съемки с различных ракурсов и проецирования на него лазерной сетки	35
<i>А.С. Банников, А.В. Никитин</i>	Использование служебной телевизионной системы для контроля и наведения лунного манипуляторного комплекса космического аппарата «Луна-Глоб»	36
<i>Б.С. Жуков, С.Б. Жуков</i>	Возможности космической навигации по планетному лимбу	37
<i>В.А. Гришин</i>	Грубая оценка местной вертикали и радиуса Земли в задаче корреляционно-экстремальной навигации по изображению Земли	38
<i>Т.В. Кондратьева, Б.С. Жуков</i>	Сопоставление коэффициентов яркости природных объектов по данным КМСС КА «Метеор-М» №1 и MODIS КА «Terra»	39
Полные названия организаций		40

055(02)2

Ротапринт ИКИ РАН
117997, Москва, Профсоюзная, 84/32
Подписано к печати 31.07.2014

Заказ № 3334
Формат 70×108/32
3,0 усл.-печ. л.
Тираж 80 экз.

ДЛЯ ЗАМЕТОК

ДЛЯ ЗАМЕТОК