



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

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

ПРИБОРЫ АСТРООРИЕНТАЦИИ И НАВИГАЦИИ
КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

МЕТОДЫ И СРЕДСТВА НАЗЕМНОЙ ОБРАБОТКИ
ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫХ ПРИБОРОВ

СЪЕМОЧНЫЕ СИСТЕМЫ В НАУЧНЫХ
КОСМИЧЕСКИХ ПРОЕКТАХ

ТЕЗИСЫ

РОССИЯ
ТАРУСА
10–13 сентября
2012

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

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

Секция «Съемочные системы в научных космических проектах» объединяет доклады, посвященные различным аспектам разработки аппаратных и программных средств дистанционного зондирования Земли, вопросам 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)

Жуков Б. С. (канд. физ.-мат. наук, ИКИ РАН)

Контактная информация:

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

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

ПЛЕНАРНОЕ ЗАСЕДАНИЕ

НАСТОЯЩЕЕ И БУДУЩЕЕ ФУНДАМЕНТАЛЬНЫХ КОСМИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ В РОССИИ

Н. Ф. Санько

ИКИ РАН, e-mail: sanko@rssi.ru

В 2012 г. в Правительство РФ представлены новая редакция Федеральной космической программы РФ (ФКП) на период 2006–2015 гг. и проект «Стратегии развития космической деятельности России до 2030 г. и на дальнейшую перспективу».

В отличие от предыдущих ФКП и их редакций перспективные проекты во многом будут опираться на задел, созданный в последние годы.

В текущей ФКП для реализации 20 научных проектов будут использоваться три вида космических платформ:

- 1) космическая платформа «Навигатор» (тяжелая), предназначенная для использования в околоземном космическом пространстве с целью создания астрофизических внеатмосферных обсерваторий и аппаратов для дистанционного зондирования Земли; на ее основе созданы уже запущенные космические аппараты (КА) «Электро-Л» и «Спектр-Р», а КА «Спектр-РГ», «Спектр-УФ», «Спектр-М» и «Гамма-400» готовятся к запускам;
- 2) космическая платформа, разработанная для проекта ФОБОС-ГРУНТ (средняя), которая предназначена для создания межпланетных космических аппаратов при исследовании планет, астероидов и Луны; на ее основе готовятся к запускам «Луна-Глоб», «Луна-Ресурс-2», «Интергелиозонд», «Лаплас-П», «Марс-Грунт», «Апофис» и «Венера-Д»;
- 3) космическая платформа «МКА-ФКИ» (легкая), предназначенная для создания малозатратных научных космических проектов, выполняемых в интересах фундаментальных космических исследований. Для трех из них комплексы научной аппаратуры определены: это ЗОНД-ПП, МОНИКА и РЭЛЭК (на одном КА), КОНУС-М.

Кроме того, с применением космических платформ МКА-ФКИ планируется реализация полноценных космических комплексов РЕЗОНАНС и РОЙ.

Знакомство с проектом «Стратегии развития космической деятельности России до 2030 года и на дальнейшую перспективу» ограничивается пояснением ее общей структуры и обсуждением раздела «Фундаментальные космические исследования».

ОРТОКОРРЕЛЯЦИОННАЯ СЛЕДЯЩАЯ АСТРООРИЕНТАЦИЯ ЛИНИИ МЕЖСПУТНИКОВОЙ ЛАЗЕРНОЙ СВЯЗИ

Д. В. Васильев

ОАО «НПК-СПП», e-mail: dmitvas@gmail.com

Цель работы — привлечь внимание заинтересованных ведущих специалистов по системным тематическим разделам конференции к освоению и продуктивному применению быстрых беспоскоковых ортокорреляционных (ОК) методов в алгоритмах обработки изображений, регистрируемых площадными фотоприемниками.

Представлены концептуальные основы теории ОК-методов решения обратных корреляционных задач, возникающих при создании реальных систем технического зрения для самонаводящихся космических аппаратов (КА) и других беспилотных летательных аппаратов (БПЛА), а также в оптических локаторах для авиации. Акцентируются общие принципы прецизионного контроля векторного сдвига изображений путем их сравнения, развитые в работах НТК СПП последнего десятилетия, которые получали на предыдущих конференциях по системе технического зрения в ИКИ РАН сжатое фрагментарное освещение [*Васильев Д. В., Гапон А. В.* Элементы теории решений обратных корреляционных задач // Электромагнитные волны и электронные системы. 2009. № 7. С. 30–39; *Васильев Д. В.* Фрагменты прикладной теории систем технического зрения для беспилотных летательных аппаратов // Техническое зрение в системах управления-2010: Тр. научно-тех. конф.-семинара. М.: ИКИ РАН, 2011. Вып. 4. С. 109–131].

Ознакомление с применениями ОК-теории и обзор практических путей повышения точности ориентации межспутниковой линии лазерной связи (ЛЛС) опирается на итоги технического проектирования, поддержанные модельными результатами для отдельных устройств комплекса, а также анализом поля проекций (траекторных следов) спутников-партнеров на своде неба. Этот анализ служит исходным материалом для выбора текущих направлений ориентации ЛЛС в режиме захвата и автосопровождения.

ОФОРМЛЕНИЕ ЛИТЕРАТУРЫ В РУКОПИСЯХ НАУЧНЫХ СТАТЕЙ

Н. Ю. Комарова

ИКИ РАН, e-mail: nata128@mail.ru

В докладе даются рекомендации по оформлению ссылок на библиографические источники в тексте, а также самого списка литературы. Рассматриваются правила составления библиографического описания различных видов источников, особенности приведения в тексте ссылок на литературу, а также употребления фамилий на русском и иностранном языках. Приводятся примеры правильного и некорректного вида такого текста.

ПРИБОРЫ АСТРООРИЕНТАЦИИ И НАВИГАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

РАЗРАБОТКА АВТОНОМНОЙ БЕСПЛАТФОРМЕННОЙ АСТРОИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ

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

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

² ЗАО «НПК «Электрооптика», e-mail: info@electrooptika.ru

Традиционное решение задач ориентации и навигации воздушных объектов основано на комплексировании инерциальных средств и радионавигационных спутниковых измерений. Для ряда задач использование спутниковых данных нельзя считать полностью автономным, а работа инерциальных средств без коррекции не удовлетворяет требованиям по точности. Для построения полностью автономных высокоточных навигационных систем авиационного применения совместно с традиционными средствами используют астрокорректоры, предназначенные для измерения направлений на естественные астроориентиры (звезды или Солнце). Современные аналоги астроинерциальных систем представляют собой узкопольные оптические (инфракрасные) инструменты, оснащенные механическим приводом, обеспечивающим наведение и удержание наиболее ярких звезд в поле зрения астрокорректора.

Решается задача создания бесплатформенной астроинерциальной системы, которая позволяет отказаться от механического устройства наведения, тем самым улучшить такие показатели как надежность, точность, габариты и стоимость. Астроинерциальная система строится на базе высокоточной бесплатформенной инерциальной навигационной системы с лазерными гироскопами и кварцевыми акселерометрами. Астрокорректор построен по схеме классического прибора звездной ориентации космического применения с широким полем зрения, обеспечивающим наблюдение группы звезд в любом участке небесной сферы, что позволяет определять параметры трехосной ориентации. Сложность в построении астроприбора заключается в необходимости визировать звезды, в том числе и днем.

Рассмотрены принципы построения астроинерциальной навигационной системы, ее алгоритмы функционирования, результаты наземной обработки и летных испытаний.

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

*Г. А. Аванесов, Е. В. Белинская, С. В. Воронков, Н. А. Строилов,
И. Ю. Катасонов, М. И. Куделин, А. В. Никитин*
ИКИ РАН, e-mail: n.stroilov@gmail.com

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

Проведенный обзор систем гидирования космических телескопов показывает, что не существует стандартных решений проблемы их наведения. Для каждого проекта задача наведения решается индивидуально, а исходные данные формируются на основе требований научных приборов, целей миссии, оптических элементов телескопа, его диапазона работы, орбиты космического аппарата и прочих условий.

В разрабатываемом телескопе Т-170М проекта СПЕКТР-УФ наведение и стабилизация осуществляется двумя последовательными контурами: грубым и точным. Задача грубого наведения — навести телескоп в область наблюдаемого объекта из произвольной точки и перевести его в квазиустановившийся режим. Грубое наведение выполняется при помощи оборудования базового модуля «Навигатор»: звездных датчиков ориентации, гироскопического измерителя вектора угловой скорости и комплекса управляющих двигателей-маховиков.

Точное наведение и гидирование осуществляется при помощи системы датчиков гида (СДГ). В качестве органов маневрирования и стабилизации используется комплекс управляющих двигателей-маховиков базового модуля «Навигатор». По информации, получаемой с СДГ, бортовой комплекс управления осуществляет совмещение изображения УФ-источника в фокальной поверхности телескопа с центром входной диафрагмы одного из трех спектрометров либо наведение центра заданного участка небесной сферы на центр камеры поля.

Система датчиков гида включает блок обработки данных и три датчика гида, устанавливаемые в фокальной поверхности телескопа вблизи входных диафрагм спектрометров. Такое положение датчиков гарантирует оптимальную точность наведения. При этом в качестве приемников излучения используются ПЗС-матрицы, а изображение формируется с использованием оптики телескопа.

В настоящее время разработка СДГ находится на этапе отладки программно-алгоритмического обеспечения технологического образца.

ИССЛЕДОВАНИЕ ТОЧНОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК СИСТЕМЫ ДАТЧИКОВ ГИДА ТЕЛЕСКОПА Т-170М

*Е. В. Белинская, С. В. Воронков, Б. С. Дунаев, Н. А. Строилов,
И. Ю. Катасонов, А. В. Никитин, В. А. Шамис*

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

Разработка системы датчиков гида (СДГ) телескопа Т-170М находится на стадии создания и отладки программно-алгоритмического обеспечения. Для проведения подобного рода работ требуется наличие специальных средств моделирования, позволяющих обеспечить прибору условия, подобные тем, в которых ему придется функционировать в космосе. В данном случае речь идет главным образом о создании устройств, имитирующих излучение участков небесной сферы в поле зрения датчиков гида. К настоящему времени в ИКИ РАН создан стенд полунатурного моделирования контура прецизионной стабилизации телескопа Т-170М с использованием системы датчиков гида. Стенд позволяет проводить автономную отработку программно-алгоритмического обеспечения прибора путем моделирования в поле зрения одного датчика гида изображения движущейся группы звезд по известному закону. Кроме того, как следует из его названия, на стенде реализован замкнутый контур управления, при этом моделируемые параметры движения телескопа корректируются в реальном времени на основе информации, приходящей от СДГ в процессе наблюдения за движущимися участками небесной сферы. Полученные на стенде результаты позволили оценить точностные характеристики СДГ в различных условиях работы: при наблюдении за группой звезд, за одиночными звездами, при гидировании звезд различной яркости, при различных параметрах функции распределения освещенности в изображениях звезд на ПЗС и т. п.

Между тем, несмотря на широкий набор функциональных возможностей, рассмотренный стенд не обеспечивает условий для отработки СДГ в расширенном режиме, когда для задач отождествления звезд используются два или три датчика гида. Для подобного рода испытаний разработана установка, позволяющая размещать в фокальной плоскости технологического объектива три датчика гида и проводить наблюдения за реальными звездами или за изображениями звезд, смоделированными на экране жидкокристаллического монитора. В ходе работ на установке были отработаны алгоритмы определения матриц взаимной ориентации систем координат трех датчиков гида, оценены точности измерения их взаимных положений, проведена отладка алгоритмов определения углового положения системы координат СДГ по результатам совместной обработки изображений звезд, зарегистрированных в полях зрения нескольких датчиков гида.

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

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

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

Обеспечение взаимодействия научных приборов со служебными системами космического аппарата (КА) проекта СПЕКТР-РГ, а также накопление научной информации и ее хранение до момента связи с Землей — это основные функции, реализуемые системой сбора и обработки информации комплекса научной аппаратуры (ССОИ).

Эта система объединила несколько различных по функциональному назначению и аппаратному исполнению интерфейсов. Одна из задач, решаемая при разработке прибора — организация логики взаимодействия ССОИ с комплексом научной аппаратуры (КНА) и служебными системами по этим интерфейсам. Эта задача решается посредством разработки протоколов электрического сопряжения систем и их информационно-логического взаимодействия с последующей отработкой в рамках электрических стыковочных испытаний.

Несмотря на многократное решение подобных задач в различных научных проектах, каждый новый проект выдвигает свои требования к системам такого рода, а развитие электронной базы позволяет находить новые возможности аппаратной и логической реализации.

Представлено решение задачи организации взаимодействия прибора со служебными системами на примере ССОИ, отражены основные алгоритмы информационно-логического обмена с КНА и служебными системами КА, приведены результаты отработки ССОИ, полученные при проведении электрических стыковочных испытаний.

ПОВЫШЕНИЕ ВЕРОЯТНОСТИ РАСПОЗНАВАНИЯ ЗВЕЗД ПРИ ВЫСОКИХ УГЛОВЫХ СКОРОСТЯХ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ИНФОРМАЦИИ ОБ УГЛОВОЙ СКОРОСТИ

В. О. Князев, А. А. Поздняков

ОАО «НПП «Геофизика-Космос», e-mail: 1102@geocos.ru

Вероятность распознавания группы звезд — ключевая характеристика для звездных приборов. Алгоритмы распознавания могут отличаться друг от друга, однако всегда предполагают наличие минимального количества одновременно визируемых звезд (обычно от четырех до шести), а также определенной точности вычисления углов между звездами (во избежание ложного распознавания). При повышенных угловых

скоростях вращения космического аппарата (КА) возникает «смаз» изображения звезд на фотоприемной (ФП) матрице звездного прибора. «Смаз» сильно усложняет поиск изображения звезды, особенно при наличии дефектных элементов ФП-матрицы и эффектов воздействия падающих протонов; кроме того, ухудшается точность вычисления энергетического центра.

Наиболее простой способ борьбы со «смазом» изображения заключается в понижении времени накопления сигналов на ФП-матрице. Понижение времени накопления приводит к уменьшению чувствительности звездного прибора, а значит, снижает вероятность наличия необходимого для распознавания количества звезд в поле зрения.

Предлагаемый метод использует информацию об угловой скорости вращения приборной системы координат и позволяет проводить распознавание даже при отсутствии необходимого числа звезд в мгновенном поле зрения. Оценка угловой скорости может быть получена как от системы управления КА, так и со встроенных в звездный прибор датчиков угловой скорости. Привязки вектора угловой скорости к инерциальной системе координат при этом не требуется.

Приведены результаты математического моделирования по оценке вероятности распознавания звезд при угловых скоростях до 3 град/с, а также проанализированы требования к точности определения угловой скорости.

ОПЫТ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ МИКРОМЕХАНИЧЕСКИХ ДАТЧИКОВ УГЛОВОЙ СКОРОСТИ В СОСТАВЕ ПРИБОРОВ ЗВЕЗДНОЙ ОРИЕНТАЦИИ

Г. А. Аванесов, Р. В. Бессонов, А. Н. Куркина
ИКИ РАН, e-mail: kurkinaan@mail.ru

Одними из наиболее высокоточных средств для определения ориентации космического аппарата являются оптические звездные датчики. Их использование на борту традиционно поддерживается инерциальными измерениями гироскопов (датчиков угловой скорости). В настоящее время габариты датчиков угловой скорости, выполненных по микромеханической технологии (МЭМС), позволяют использовать их непосредственно в составе звездных датчиков.

Алгоритмы, реализованные в приборе БОКЗ-МФ/500 со встроенными МЭМС-датчиками угловой скорости, позволяют наглядно продемонстрировать ряд преимуществ этого прибора в сравнении с традиционными звездными датчиками.

С использованием измерений угловой скорости в режиме начальной ориентации можно выбрать оптимальные условия (величину экспозиции) съемки и повысить надежность определения параметров ориентации, особенно при наличии светооптических помех.

В режиме с априорной информацией измерением датчиков угловой скорости используются для определения координат фрагментов, содержащих изображения звезд. Это позволяет повысить диапазон рабочих угловых ускорений в сравнении с традиционными звездными датчиками, в которых эта информация рассчитывается на основе прогноза по предыдущим измерениям.

При кратковременной потере данных оптических измерений продолжается прогнозирование координат фрагментов по инерциальным измерениям до момента восстановления оптических измерений или истечения времени достоверности данных датчиков угловой скорости. Такой подход позволяет сократить время восстановления оптических измерений, исключив относительно длительный расчет в режиме начальной ориентации.

С ростом величины угловой скорости точность оптических измерений снижается, в то время как точность инерциальных остается неизменной. Этот факт обосновывает целесообразность расчета параметров ориентации на основе обоих измерителей с учетом весовых коэффициентов, зависящих от скорости вращения аппарата, что обеспечивает повышение точности определения параметров ориентации.

Калибровка параметров датчиков угловой скорости по данным оптических измерений позволяет устранить систематические погрешности и обеспечить необходимую точность инерциальных измерений.

Испытания прибора БОКЗ-МФ/500, проведенные на стенде и в условиях съемки реального звездного неба, подтвердили работоспособность и целесообразность использования датчиков угловой скорости в составе приборов звездной ориентации.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ДАННЫХ С ДАТЧИКОВ УГЛОВЫХ СКОРОСТЕЙ ДЛЯ ФОРМИРОВАНИЯ ИНФОРМАЦИИ ОБ УГЛОВОЙ ОРИЕНТАЦИИ ОСЕЙ ИЗДЕЛИЯ ОТНОСИТЕЛЬНО ГРИНВИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ КООРДИНАТ

А. В. Никитин, И. В. Полянский

ИКИ РАН, e-mail: andvnik935@yandex.ru

На космическом аппарате (КА) «Метеор-М» установлен комплекс координатно-временного обеспечения (ККВО), разработанный в оптико-физическом отделе ИКИ РАН.

Комплекс состоит из двух приборов: прибора звездной ориентации БОКЗ-М и прибора спутниковой навигации АСН. Первый выдает информацию об угловом положении изделия относительно инерциальной системы координат с интервалом 3 с. Вторым выдает информацию о координатах центра масс аппарата относительно всемирной геодезической системы координат WGS-84 с интервалом 1 с. Данные с двух приборов успешно используются для координатной привязки видеоданных комплекса многозональной спутниковой съемки — КМСС (двух камер МСУ-100 и одной МСУ-50).

Также в комплекс ККВО входят 6 датчиков угловой скорости, которые передают значения угловой скорости вокруг трех осей чувствительности, расположенных примерно вдоль осей связанной системы координат (ССК). В работе рассматривается возможность использования датчиков угловых скоростей для координатной привязки изображений.

При этом решается задача уточнения направляющих косинусов осей чувствительности гироскопов в связанной системе координат КА. Также определяются матрицы перехода от положения связанной системы координат ко второй экваториальной системе координат.

Использование датчиков угловой скорости, во-первых, повышает точность координатной привязки из-за более детального определения ориентации осей ССК в интервале между измерениями датчиков звездной ориентации, а, во-вторых, позволяет восполнить отсутствующие данные прибора звездной ориентации.

Недостатком метода при полном отсутствии данных с прибора звездной ориентации является необходимость использования опорных точек для уточнения промежуточной ориентации ССК относительно второй экваториальной системы координат при привязке каждого изображения.

ОСОБЕННОСТИ ПОСТРОЕНИЯ СИСТЕМ ОРИЕНТАЦИИ НА ОСНОВЕ ДАТЧИКА УГЛОВОЙ СКОРОСТИ, КОМПЛЕКСИРОВАННОГО С ПРИБОРОМ АСТРООРИЕНТАЦИИ

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

ОАО «НИИЭМ», e-mail: morozova@istranet.ru

Рассматриваются вопросы, связанные с эксплуатацией приборов звездной ориентации в контуре управления вместе с высокоточным датчиком угловой скорости (ДУС).

В ОАО «НИИЭМ» создана комплексированная система ориентации, использующая как показания ДУС, реализованного как платформенный прибор ориентации, так и показания прибора звездной

ориентации, в качестве которого используется прибор БОКЗ-М разработки ИКИ РАН.

В связи с технической реализацией прибора БОКЗ-М такт обмена вычислительного устройства (ВУ) системы ориентации с БОКЗ-М составляет 3 с, что потенциально создает дополнительную погрешность, вызванную запаздыванием, которая распространяется в контуре управления.

Для компенсации запаздывания в системе ориентации средствами ВУ реализуется алгоритм, который позволяет, используя сигналы ДУС, скорректировать показания БОКЗ-М в промежутках между тактами обмена.

Таким образом, благодаря комплексированию в системе ориентации ДУС и приборов звездной ориентации достигается существенное повышение точности.

Показано, что данная система позволяет формировать управляющие сигналы с частотой и задержками по времени достаточными для прямого управления космическим аппаратом.

ОБ ОДНОМ АЛГОРИТМЕ ПОВЫШЕНИЯ НАДЕЖНОСТИ СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПРИ СБОЯХ ЗВЕЗДНОГО ДАТЧИКА

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

ОАО «НИИЭМ», e-mail: morozova@istranet.ru

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

Известно, что в процессе эксплуатации космического аппарата (КА) ионизирующее воздействие космического пространства приводит к сбоям в работе звездного датчика.

Сбой выражается во временной потере ориентации и, как правило, требуют выключения прибора по питанию и его повторного включения через время, необходимое для восстановления его работоспособности. Это создает неудобства при управлении КА.

Приводится алгоритм, по которому с целью повышения надёжности системы ориентации в ее контурах управления непрерывно работает один прибор БОКЗ-М, а второй выключен и находится в холодном резерве.

При сбоях звездного датчика система из режима «астроиндикации» автоматически на время включения и подготовки к работе резервного ЗД переводится в режим «Гиропамять».

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

Приведена схема алгоритма программы, реализованной в вычислительном устройстве.

ЗВЕЗДНЫЕ ДАТЧИКИ НА БАЗЕ КМОП-ФОТОПРИЕМНИКА

*М. Н. Котов, В. И. Крумкач, А. И. Лимановский, А. Н. Ткаченко,
А. В. Шиманович*

ОАО «Пеленг», e-mail: kotov@peleng.by

В настоящее время ОАО «Пеленг» осваивает производство высокоточных звездных датчиков (ДЗ) на базе КМОП-фотоприемника. Звездные датчики предназначены для решения задач астроориентации, астрокоррекции и определения положения (индикации) осей космического аппарата.

Звездный датчик обеспечивает обработку до 32 звезд одновременно, устойчив к помехам, создаваемым заряженными частицами космического пространства (аномалии, солнечные вспышки), автоматически исключает из обработки естественные и искусственные помехи космического пространства (планеты, Луна, спутники, мусор), автоматически корректирует режим работы при попадании в поле зрения датчика Земли или Солнца, обеспечивает учет собственных движений звезд и световой аберрации, имеет возможность редукции координат к заданной или текущей эпохе в процессе вычислений. Конструктивно ДЗ состоит из электронного блока, линзового объектива и бленды. Комплект звездных датчиков, при необходимости, может быть доукомплектован блоком управления и синхронизации, который обеспечит расчет параметров ориентации космического аппарата по обобщенным данным нескольких ДЗ, что повысит помехоустойчивость и надежность прибора астроориентации в целом и обеспечит получение равноточных характеристик по трем осям.

Наземную отработку характеристик датчика обеспечивает комплект наземного испытательного оборудования: контрольно-проверочный комплекс, имитатор движения небесной сферы, платформа звездного датчика, оборудование испытательной станции. Контрольно-проверочный комплекс предназначен для проведения настройки и проверок ДЗ с целью определения работоспособности, правильности

функционирования, измерения основных параметров и диагностики неисправностей во время изготовления и при проведении испытаний ДЗ. Платформа звездного датчика предназначена для имитации его орбитального движения с обработкой заданных параметров перемещения вокруг осей θ_x , θ_y , θ_z . Имитатор движения небесной сферы предназначен для имитации перемещения в реальном времени фрагмента небесной сферы при орбитальном движении ДЗ и имитации воздействия внешних условий космического пространства на ДЗ путем регистрации и перемещения изображения звезд и прочих объектов на экране монитора.

Основные технические характеристики ДЗ: среднеквадратическая погрешность (СКП) определения направления оси $0,8...1,5$ угл. с (в зависимости от модификации ДЗ), рабочая частота до 10 Гц, номинальная потребляемая мощность 12 Вт, допустимые угловые скорости космического аппарата до 1 град/с, масса $2,45...2,75$ кг, рабочий угол бленды 30° .

КОНСТРУКТИВНЫЕ ОСОБЕННОСТИ УЗКОПОЛЬНОГО ЗВЕЗДНОГО ДАТЧИКА ГАИШ МГУ С ЗЕРКАЛЬНЫМ ОБЪЕКТИВОМ

О. Ю. Стекольников, А. И. Захаров, М. Е. Прохоров
ГАИШ МГУ, e-mail: oct@inbox.ru

В ГАИШ МГУ разработан датчик звездной ориентации, имеющий меньшую погрешность и более быстрый опрос (0,1 с), чем большинство выпускаемых сегодня приборов, при массе менее 2 кг и габаритах $\varnothing 12 \times 25$ см — типичных для современных звездных датчиков.

Для повышения точности определения ориентации поле зрения рассматриваемого звездного датчика было уменьшено до двух квадратных градусов. Основными навигационными объектами в поле зрения такого размера являются звезды 11-й звездной величины. Это достаточно слабые объекты, и для их регистрации требуется объектив с большой входной апертурой — не менее 100 мм в диаметре. Линзовый объектив такого диаметра имел бы слишком большую массу и высокую стоимость, поэтому было решено использовать зеркально-линзовую оптику. Для оптической системы разработанного звездного датчика была выбрана широко распространенная сегодня в астрономии схема Ричи — Кретьена с линзовым афокальным корректором. В объективе для звездного датчика удалось добиться постоянства диаметра изображения точечного источника в пределах поля зрения — свойство, очень полезное для звездной навигации.

Использование зеркально-линзовой оптической системы одновременно позволило сохранить малые габариты звездного датчика,

отказавшись от дополнительной внешней бленды. В зеркально-линзовой оптической системе ее роль играет корпус объектива.

При разработке этого датчика были применены несколько интересных конструктивных решений. Например: линзовый корректор и внутренняя бледа делают зону вокруг ПЗС-матрицы пыле-газостойкой; отвод тепла производится на корпус космического аппарата (в этом варианте прибора). Звездный датчик снабжен источниками света для калибровки.

В качестве приемника излучения в звездном датчике ГАИШ МГУ используется ПЗС CCD47-20 производства e2v technologies (Великобритания). Был выбран вариант ПЗС АІМО с обратной засветкой — ПЗС с переносом кадра имеет светочувствительную область размером 1024×1024 пикселей с размером $13 \mu\text{м}$. Выходной регистр ПЗС позволяет вести считывание одновременно в двух направлениях.

Для повышения скорости опроса звездного датчика были разработаны алгоритмы частичного считывания кадра.

РАСЧЕТ ОПТИМАЛЬНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ОПТИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ И МАТРИЧНОГО ПРИЕМНИКА ИЗЛУЧЕНИЯ ЗВЕЗДНОГО ДАТЧИКА ОРИЕНТАЦИИ ПО ЕГО ТАКТИКО-ТЕХНИЧЕСКИМ ХАРАКТЕРИСТИКАМ

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

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

Предлагается разработанная авторами методика определения конструкционных параметров объектива и ПЗС звездного датчика ориентации по заданной погрешности определения ориентации и времени экспозиции. Она является модернизированным вариантом алгоритма, опубликованного в [Захаров А. И., Прохоров М. Е., Тучин М. С. Разработка и использование высокоточных звездных датчиков ориентации нового поколения // Инновационные решения для космической механики, физики, астрофизики, биологии и медицины: Науч. изд. / Под ред. В. А. Садовниченко, А. И. Григорьева, М. И. Панасюка. М.: МГУ, 2010. 344 с].

Если изображение звезды занимает несколько пикселей, то положение фотоцентра определяется с погрешностью, равной размеру пиксела, деленному на отношение сигнала к шуму (SNR) в изображении. Величина SNR определяется числом накопленных квантов, которое зависит от апертуры оптической системы датчика и экспозиции. Эти

параметры определяют предельную звездную величину регистрируемых объектов.

Определить, сколько таких звезд будет в поле зрения датчика, можно, зная размеры ПЗС и фокусное расстояние объектива. Плотность звезд в поле зрения зависит от предельной звездной величины прибора и места на небе, куда направлена ось визирования. Объединение указанных выше соотношений позволяет сочетать параметры, позволяющие достичь требуемых характеристик и выбрать оптимальные конструкции.

Методика работает в очень широком диапазоне входных параметров и позволяет рассчитывать характеристики приборов, предназначенных для определения ориентации.

В работе рассмотрены характеристики звездных датчиков для нескольких типичных применений.

На основе описанной методики создана программа, позволяющая производить описанные выше действия, т.е. вычислять параметры датчиков.

СИСТЕМА РЕГИСТРАЦИИ ИЗОБРАЖЕНИЙ И ПРОНИЦАНИЕ АСТРОГРАФА ДЛЯ ОРБИТАЛЬНОЙ ЗВЕЗДНОЙ СТЕРЕОСКОПИЧЕСКОЙ ОБСЕРВАТОРИИ

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

¹ ГАО РАН, e-mail: mchubey@gao.spb.ru

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

³ САО РАН, e-mail: markel@sao.ru

Цель работы — обоснование выбора архитектуры фокальной мозаики (ФМ) системы регистрации изображений для астрографа, планируемого к применению в проекте Орбитальной звездной стереоскопической обсерватории (ОЗСО). Постановка задачи определяется необходимостью сформулировать обоснованные требования к системам бортового инструмента ОЗСО с учетом достигнутого в мире уровня их совершенства. На стадии НИР определение параметров отдельных ПЗС-матриц, входящих в состав ФМ, произведено из условия максимального пространственного и энергетического разрешения, а также подбора геометрии их расположения в ФМ с учетом накопленного мирового опыта решений этой задачи в проектах GAIA, SNAP, JASMINE, ВКО-УФ. Сущность предлагаемого в работе подхода — учет специфики целевых задач ОЗСО и теоретическая оценка функциональности ФМ.

Новизна работы состоит в том, что ФМ покрывает на небесной сфере площадку с угловым диаметром порядка 40 угл. мин при

фокальной длине астрографа порядка 30 м, что составляет круг диаметром 350 мм. Для перекрытия «слепых» промежутков между ПЗС и расширения динамического диапазона ФМ ОЗСО разрабатывается и оценивается по эффективности система позиционирования астрографа. Астрограф с ФМ необходим для выполнения астрометрических и фотометрических работ высшего уровня точности при решении наблюдательных задач астероидно-кометной опасности, при построении обзоров неба с построением кривых распределения энергии в спектрах объектов обзора, точечных и протяженных, при морфологических изучениях поверхностей планет и других задач.

Параметры ФМ согласованы с расчетными характеристиками оптической системы. Применение современных методов обработки изображений позволит достичь предельной чувствительности на уровне 24–25-й звездной величины в единичной экспозиции.

АВТОНОМНАЯ СИСТЕМА ОРИЕНТАЦИИ НА ПРИНЦИПАХ ИЗМЕРЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ АНИЗОТРОПИИ ПРОСТРАНСТВА

В. О. Гладышев, В. Л. Кауц, П. С. Тунов

МГТУ им. Н. Э. Баумана, e-mail: vgladyshev@mail.ru

Эффекты, связанные с электродинамикой движущихся сред и анизотропией пространства, особенно сильно проявляются в глобальных технических системах. Одним из ярких примеров таких систем являются глобальные космические навигационные системы (КНС). В таких системах, во-первых, используются электромагнитные волны, характеристики распространения которых существенно зависят от свойств пространства, в котором они распространяются. Во-вторых, в КНС используются системы отсчета времени, расположенные в разных точках пространства. Исследования показали, что зависимость скорости распространения электромагнитного излучения от скорости атмосферы может вносить дополнительный вклад в эффект замедления времени распространения света, что может пагубно влиять на синхронизацию наземных и бортовых часов. В-третьих, в КНС могут быть измерены характеристики анизотропии пространства. Такая возможность появляется вследствие локальной зависимости вектора скорости электромагнитного излучения в движущейся среде от ориентации в анизотропном пространстве. Важной отличительной особенностью системы ориентации, построенной на основе измерения анизотропии пространства скоростей электромагнитного излучения в движущейся среде, является высокая помехозащищенность и стабильность измеряемых параметров во времени.

В МГТУ создан и испытан демонстрационный макет аппаратуры автономной системы ориентации на принципах измерения параметров анизотропии пространства скоростей электромагнитного излучения в движущейся среде с характеристиками:

- диапазон скорости движения среды — 0...30 м/с;
- погрешность определения сдвига интерференционных полос при фиксированной скорости с доверительной вероятностью 0,95 — не хуже 0,001 %;
- угловой шаг в сканировании направления пространственной анизотропии по двум направлениям — не хуже 5°.

ЭЛЕКТРОМАГНИТНЫЕ СИСТЕМЫ СБРОСА КИНЕТИЧЕСКОГО МОМЕНТА

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

ОАО «НИИЭМ», e-mail: elkos171@istranet.ru

Рассмотрены вопросы реализации сброса кинетического момента с динамической системы «Корпус космического аппарата + маховики (гиродины)» электромагнитными системами сброса кинетического момента (ССКМ).

Известные методы сброса кинетического момента включают также использование разнообразных газоэлектрореактивных систем. Помимо необходимости запаса рабочего тела, возникновения возмущений при их работе, затрудняющих сохранение или восстановление ориентации космического аппарата (КА), работа этих систем сопровождается загрязнением окружающей КА среды, что ухудшает условия работы оптико-электронной аппаратуры КА.

Системы сброса кинетического момента, основанные на взаимодействии создаваемых ими магнитных моментов с геомагнитным полем, появились в СССР в шестидесятых годах. Вначале разрабатывались аналоговые, затем в восьмидесятых — цифровые системы. В последние годы ССКМ выполнялись с собственным «интеллектом». В двухтысячных годах появляется и усиливается тенденция — разработка интегрированных систем ориентации, предполагающих в своем составе электронную часть для входящих в ССКМ магнитометров и электромагнитов.

Рассмотрены некоторые ССКМ, используемые на КА «Метеор-М» и других, новизна решений которых подтверждена рядом авторских свидетельств и патентов, а также особенности специального программного обеспечения. Система сброса кинетического момента для больших КА экспонировалась на Международном авиационно-космическом салоне МАКС-2011.

АНАЛИЗ РАБОТЫ АЛГОРИТМОВ СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ МИКРОСПУТНИКА «ЧИБИС-М»

*М. Ю. Овчинников¹, Д. С. Иванов¹, Д. С. Ролдугин¹, С. С. Ткачев¹,
Н. А. Ивлев², С. О. Карпенко²*

¹ ИПМ им. М. В. Келдыша, e-mail: ovchinni@keldysh.ru

² ИТЦ «СКАНЭКС», e-mail: nikitaivlev@mail.ru

Летные испытания системы ориентации и стабилизации космического аппарата (КА) проходят в несколько этапов. Первые этапы испытаний включают в себя последовательные проверки на работоспособность датчиков определения ориентации, исполнительных органов. Далее проводится оценка их калибровочных характеристик, сравнение их с номинальными, полученными при наземной калибровке, из чего делается вывод о корректности работы приборов [Иванов Д. С., Карпенко С. О., Овчинников М. Ю. Исследование характеристик электромагнитов: Препринт. М.: ИПМ им. М. В. Келдыша РАН, 2010. № 29. 26 с; Иванов Д. С., Ткачев С. С., Карпенко С. О., Овчинников М. Ю. Калибровка датчиков для определения ориентации малого космического аппарата: Препринт. М.: ИПМ, 2010. № 28. 30 с.; Иванов Д. С., Карпенко С. О., Овчинников М. Ю., Ролдугин Д. С., Ткачев С. С. Испытания алгоритмов управления ориентацией микроспутника «Чибис-М» на лабораторном стенде // Изв. РАН. Теория и системы управления. 2012. № 1. С. 118–137]. На следующих этапах проверяется работоспособность алгоритмов определения ориентации и алгоритмов управления ориентацией. И результатом всего цикла летных испытаний являются такие характеристики системы ориентации как точность определения ориентации и точность стабилизации КА.

Представлены результаты летных испытаний алгоритмов системы ориентации микроспутника «Чибис-М» (разработки и производство ИКИ РАН), анализируется точность определения ориентации в различных ее режимах, вычисляется точность стабилизации малого космического аппарата (МКА) относительно орбитальной системы координат. Кроме того, на примерах проанализирована логика автоматического переключения режимов определения и управления ориентацией МКА.

РАЗРАБОТКА РЕКОМЕНДАЦИЙ ПО УПРАВЛЕНИЮ ОРИЕНТАЦИЕЙ МИКРОСПУТНИКА «ЧИБИС-М» В СЛУЧАЕ ОТКАЗА ЧАСТИ ИСПОЛНИТЕЛЬНЫХ ОРГАНОВ

*М. Ю. Овчинников¹, Д. С. Иванов¹, Д. С. Ролдугин¹, С. С. Ткачев¹,
С. О. Карпенко²*

¹ ИПМ им. М. В. Келдыша, e-mail: ovchinni@keldysh.ru

² ИТЦ «СКАНЭКС», e-mail: s.o.karpenko@gmail.com

На первом этапе летных испытаний микроспутника «Чибис-М» (разработка ИКИ РАН) была успешно выполнена отработка исполнительных элементов системы ориентации и тестирование различных режимов ориентации. Исполнительными элементами системы ориентации спутника (разработка ИТЦ «СКАНЭКС» и ИПМ им. М. В. Келдыша РАН) являются три пары маховиков и три пары магнитных катушек. Режимы ориентации — гашение угловой скорости, номинальная орбитальная ориентация, ориентация солнечных панелей на Солнце. В работе рассматривались возможные виды отказов и способы их устранения или парирования. При определенных отказах исполнительных элементов все или некоторые из режимов ориентации могут остаться реализуемыми с использованием резервных исполнительных элементов (гравитационная штанга) или модификаций штатных алгоритмов управления. Для некоторых парируемых отказов было проведено исследование динамики спутника и выработаны рекомендации по модификации системы управления ориентацией для оперативного реагирования в случае отказа на начальном этапе движения или в ходе дальнейшей работы аппарата.

Важным ограничением при разработке рекомендаций явилось условие неизменности алгоритмов управления, была возможность лишь изменения их параметров. При отказе одной из токовых катушек показано, что демпфирование угловой скорости аппарата возможно практически без потери быстродействия. В случае отказа маховика, расположенного вдоль оси, которая должна быть ориентирована по местной вертикали, показано, что номинальная ориентация достижима без использования гравитационной штанги и остается возможность разворота на Солнце для зарядки батарей. При отказе одного или обоих маховиков по другой оси используется гравитационная штанга. Показано, что требуемая точность ориентации достижима, однако при отказе обоих маховиков реализуется только одноосная ориентация по местной вертикали. Приводятся ограничения на дипольный магнитный момент токовых катушек. При работе только маховика, расположенного на третьей оси, показана реализуемость номинальной ориентации с использованием гравитационной штанги, указаны рекомендации по коэффициентам усиления закона управления и частоте разгрузки маховиков.

Работа выполнена при финансовой поддержке ООО «Спутникс».

ИССЛЕДОВАНИЕ АЛГОРИТМА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОТНОСИТЕЛЬНОГО ПОЛОЖЕНИЯ И ОРИЕНТАЦИИ СПУТНИКОВ В ГРУППОВОМ ПОЛЕТЕ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ОБРАБОТКИ ВИДЕОИЗОБРАЖЕНИЯ

*Д. С. Иванов*¹, *М. А. Сакович*², *С. О. Карпенко*³

¹ ИПМ им. М. В. Келдыша, e-mail: danilivanov@mail.ru

² МФТИ, Москва, Россия, e-mail: mari17@tut.by

³ ИТЦ «СКАНЭКС», e-mail: s.o.karpenko@gmail.com

Для определения относительного состояния спутников в групповом полете все чаще используется обработка видеоизображений, получаемых при съемке одного аппарата с помощью видеокамеры, установленной на другом аппарате. Тут возможны несколько вариантов использования такого подхода к определению относительного фазового состояния. Один из них предусматривает установку на один из аппаратов в некоторых точках светодиодов. Другой подход не требует установки дополнительных источников света, но использует информацию об отражающих свойствах поверхностей аппаратов. Оба подхода основаны на распознавании на снимке известных точек аппарата (так называемых реперных точек), положение которых задано в системе отсчета, связанной с этим аппаратом. Далее вычисляется относительное положение двух аппаратов и матрица поворота системы координат, связанной с одним аппаратом, относительно системы координат, связанной с другим аппаратом. Таким образом происходит навигация транспортных кораблей, подлетающих к МКС: для ближнего наведения на этапе причаливания используются видеоизмерители, которые посылают лазерные импульсы на прикрепленные к стыковочному узлу отражатели [<http://sci-lib.com/article32.html>]. Метод определения относительного состояния по снимкам освещенного Солнцем аппарата успешно используется на аппаратах миссии PRISMA [<http://www.prismasatellites.se>].

Рассматривается алгоритм определения относительного состояния спутников в групповом полете, основанный на обработке видеоизображений. Исследуется точность определения в зависимости от параметров снимающей камеры, направления освещения, дальности до второго аппарата и размеров реперных точек. Исследуемый алгоритм применен для определения относительного движения микроспутника «Чибис-М» после отделения от грузового корабля «Прогресс» с помощью обработки видеоизображения, полученного с видеокамеры, установленной на грузовом корабле [*Иванов Д. С., Карпенко С. О., Овчинников М. Ю., Ролдугин Д. С., Ткачев С. С.* Испытания алгоритмов управления ориентацией микроспутника «Чибис-М» на лабораторном стенде // *Изв. РАН. Теория и системы управления.* 2012. № 1. С. 118–137]. Приведены характеристики движения микроспутника при отделении, проводится сравнение с данными измерений датчиков системы ориентации, полученными на первом витке полета.

ОЦЕНКА ПОГРЕШНОСТЕЙ АСТРОКОРРЕКЦИИ БЕСПЛАТФОРМЕННОЙ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Д. В. Лапкин, Л. И. Нехамкин, В. С. Рябиков
ОАО «НИИЭМ»

Бесплатформенные инерциальные системы ориентации (БИСО) получают все большее распространение в качестве основы бортовых комплексов управления движением космического аппарата (КА). Для парирования нарастающих со временем погрешностей БИСО эффективна их астрономическая коррекция. Однако на точность астрокоррекции значительно влияют навигационные ошибки, т. е. ошибки определения положения центра масс КА, которые приводят к систематическим погрешностям астроизмерений.

Рассматриваются алгоритмы оценки случайных и систематических погрешностей астрокоррекции БИСО космического аппарата по бортовым измерениям положения звезд, осуществляемым широкопольными звездными датчиками при ориентации в путевой системе координат. В качестве навигационных параметров приняты Кеплеровы элементы.

ОПТИЧЕСКИЕ ДАТЧИКИ ДЛЯ КОНТРОЛЯ ОРИЕНТАЦИИ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ НАНОСПУТНИКОВ ТНС-0 № 1 И № 2

Ю. М. Гектин, Н. П. Пузаков, А. С. Селиванов, А. М. Соловьёв
ОАО «Российские космические системы», e-mail: aoiaxe@mail.ru

Одной из задач, решаемых при запуске ТНС-0 № 1, была отработка системы его ориентации. Использовалась простейшая система ориентации на основе постоянного магнита и магнитных демпфирующих гистерезисных стержней. Целью работы является контроль положения спутника в пространстве. Для контроля ориентации была использована система из трех широкоугольных солнечных датчика видимого диапазона. Дополнительно были установлены широкоугольный УФ-датчик и узкоугольный ИК-датчик горизонта.

В широкоугольных датчиках видимого диапазона с углом зрения в 100° использовался кремниевый фотодиод BRW21R с максимумом спектральной чувствительности 565 нм. Масса одного датчика 10 г. С учетом сигналов от этих датчиков в Институте прикладной математики им. М. В. Келдыша РАН была разработана модель вращательного движения ТНС-0 № 1 во время полета.

С помощью широкоугольного (угол зрения 100°) УФ-датчика исследовалась возможность использования УФ-диапазона для решения

задачи распознавания излучения, попадающего на датчик непосредственно от Солнца и отраженного от поверхности Земли (альbedo). В диапазоне 180...220 нм из-за поглощения ультрафиолета атмосферным озоном в сильной полосе Гартли можно принять, что Земля не отражает солнечное излучение данного диапазона. УФ-датчик основан на фотоприемнике ФПЯ-1, разработанном в ЗАО «УралАлмазИнвест», с фоточувствительной площадкой из природного алмаза. Диапазон спектральной чувствительности данного типа фотоприемников — от 160 до 230 нм, максимум спектральной чувствительности — 208...212 нм. Масса датчика 10 г.

Узкоугольный ИК-датчик горизонта с углом зрения в 5 угл. мин основан на фотоприемнике ФЭ724, максимум спектральной чувствительности — 3,3 мкм. Датчик содержит также операционный усилитель и однолинзовый объектив из германия, формирующий угол зрения. Масса датчика вместе с корпусом 60 г. Данный тип датчика является перспективным прибором для наноспутника ТНС-1 для целей дистанционного зондирования Земли.

В целом была подтверждена работоспособность малогабаритных оптических датчиков контроля ориентации наноспутников в условиях реального космического полета.

Аналогичная система оптических датчиков для контроля ориентации установлена на ТНС-0 № 2.

МАГНИТНАЯ СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ МАЛЫМ КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ НЕЧЕТКОЙ ЛОГИКИ

А. А. Новалов

Филиал НПО им. С. А. Лавочкина, e-mail: akim@rambler.ru

Одним из перспективных направлений развития космической техники является создание малых космических аппаратов (МКА), которые могут быть использованы для решения сложных научных и прикладных задач.

Системы управления движением МКА — это наиболее сложная часть бортовой аппаратуры, от которой зависит эффективность выполнения аппаратом поставленных задач. Наиболее привлекательными среди них следует считать пассивные системы управления, использующие внешние по отношению к МКА факторы, такие как гравитационные и магнитные поля, давление солнечного излучения и т. д. Среди пассивных систем управления особое место занимают магнитные системы управления (МСУ) с магнитными датчиками и магнитными исполнительными органами (МИО). С их помощью легко обеспечи-

ваются все функции управления — предварительное успокоение МКА, пространственные развороты, стабилизация и т. д.

В работе приводится описание предполагаемой МСУ МКА. Магнитная система рассчитана на круговые и эллиптические орбиты с высотой МКА в пределах 300...1000 км.

В качестве регулятора в МСУ используется нейронная сеть — это обобщенное название алгоритмов, обладающих важным свойством — они умеют обучаться на примерах, извлекая скрытые закономерности. Данные могут быть неполными, противоречивыми и даже заведомо искаженными. Если между входными и выходными данными существует какая-то связь, нейронная сеть автоматически настроится на нее.

В динамической системе МСУ, состоящей из магнитометра и исполнительного устройства МИО, как правило, используются нейросети с одним или двумя скрытыми слоями.

РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ НАВИГАЦИИ И ОРИЕНТАЦИИ МИКРОКОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПО ДАННЫМ О МАГНИТНОМ ПОЛЕ ЗЕМЛИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ФИЛЬТРА КАЛМАНА

Е. В. Власенков, А. Н. Павлова, Т. Ш. Комбаев

Филиал НПО им. С. А. Лавочкина, e-mail: mail.pavlova@mail.ru

Задача определения ориентации микрокосмического аппарата не решается без информации об его положении и скорости. Поэтому задачу навигации и определения ориентации следует рассматривать в целом как комплексную.

Эффективность применения микрокосмического аппарата существенным образом зависит от технических характеристик и функциональных возможностей системы навигации и определения ориентации. Особое место среди них занимают магнитные системы. Они просты в изготовлении, имеют относительно малое энергопотребление и массу и в то же время обеспечивают приемлемую для научных экспериментов точность навигации и ориентации.

Рассматривается система навигации и определения ориентации, в которой единственным чувствительным элементом является трехосный магнитометр. Задачи навигации и определения ориентации микрокосмического аппарата по показаниям трехосного магнитометра без привлечения иных измерений решаются с помощью алгоритма рекуррентного оценивания — фильтра Калмана. Фильтр использует модель динамической системы для получения оценки, которая корректируется в результате анализа каждой новой выборки измерений во временной последовательности.

В среде MatLab написана программа, позволяющая моделировать движение микрокосмического аппарата на орбите, имитировать показания магнитометра, и, таким образом, моделировать работу фильтра Калмана. Исследована точность и сходимости фильтра.

Проведена апробация математической модели с учетом результатов обработки магнитометрической информации служебных магнитометров, полученной с действующего микрокосмического аппарата.

МЕТОДЫ И СРЕДСТВА НАЗЕМНОЙ ОТРАБОТКИ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫХ ПРИБОРОВ

МНОГОКОЛЛИМАТОРНЫЙ СТЕНД ДЛЯ ОТРАБОТКИ ЗВЕЗДНЫХ ПРИБОРОВ С ИНТЕГРИРОВАННЫМИ ДАТЧИКАМИ УГЛОВЫХ СКОРОСТЕЙ

Р. В. Бессонов, Н. Н. Брысин, Н. А. Строилов

ИКИ РАН, e-mail: n.stroilov@gmail.com

Наземная отработка программного обеспечения приборов звездной ориентации включает два этапа: съемку реального звездного неба и испытания на специализированных стендах, моделирующих статические и динамические изображения звезд на экране жидкокристаллического монитора.

Отработка звездных приборов с интегрированными датчиками угловых скоростей приведенными способами ограничена, ввиду погодных условий и необходимости учета рефракции при больших зенитных расстояниях для натурального эксперимента и малого угла поворота при работе на стендах динамических испытаний.

Разрабатываемый многоколлиматорный стенд позволяет проводить отработку звездных приборов с интегрированными датчиками угловых скоростей в полном объеме.

В качестве источников, моделирующих изображение звезд, предполагается использование лазерных модулей, формирующих коллимированный пучок излучения малой расходимости. Источники располагаются на цилиндрическом экране случайным образом, при этом в поле зрения прибора в любой момент находится достаточное для работы число «звезд». Мощность лазерного излучения понижается при помощи модуляции и светофильтров. Все модули фокусируются для получения изображений звезд, близких к реальным, и сводятся в одну точку на оси цилиндрического экрана.

Для вращения прибора используется поворотная платформа. Прибор вращается вокруг вертикальной оси, совпадающей с осью экрана вокруг передней узловой точки объектива.

Поскольку расположение лазерных модулей не совпадает с реальным узором звездного неба, каждый раз после установки прибора на стенд средствами фотограмметрии строится астрометрический рабочий каталог, который загружается в прибор.

Дополнив разрабатываемый стенд устройством формирования равномерной засветки, предполагается использовать его для отладки астровизирующего устройства, определяющего ориентацию по снимкам дневного звездного неба.

В настоящее время завершена отладка лабораторного образца, стенд находится в стадии технического проектирования.

МЕТОДЫ ПОВЫШЕНИЯ ТОЧНОСТИ СТЕНДОВОГО ОБОРУДОВАНИЯ ДЛЯ НАЗЕМНОЙ ОТРАБОТКИ ПРЕЦИЗИОННЫХ ЗВЕЗДНЫХ ДАТЧИКОВ

*Г. В. Бунтов, А. В. Верховцева, А. С. Забиякин, А. С. Князев,
А. М. Стальнов*

Филиал ФГУП «ГНПРКЦ «ЦСКБ — Прогресс» — НПП «ОПТЭКС», e-mail:
gbunt@mail.ru

Звездный датчик является одним из основных приборов ориентации современных космических аппаратов. При разработке приборов ориентации важное место занимают их испытания, наземная отработка и калибровка с применением специализированного стендового оборудования.

Основное назначение стендового оборудования — задавать и измерять с высокой точностью угловые координаты тестового объекта в приборной системе координат приборов типа звездного датчика. В связи с тенденцией повышения точностных характеристик приборов астроориентации задача повышения точности стендового оборудования является приоритетной. Рассматриваются вопросы создания и отладки стенда измерения угловых координат, позволяющего проводить испытания и калибровку звездного датчика с высокой (секундной) точностью.

Стенд, разработанный в НПП «ОПТЭКС», представляет собой оптико-механическую систему с подвижными частями, взаимосвязанными между собой. В состав стенда входит высокоточный тахеометр Sokkia Net-05X с погрешностью измерения 0,5 угл. с, двухосный поворотный стол СС_36-09 с погрешностью установки угла $\pm 1,5$ угл. с, два автоколлиматора АКУ-1, внеосевой параболический зеркальный коллиматор, имитатор одиночного точечного источника излучения. Применение высокоточных измерительных приборов в сочетании с новыми конструктивными решениями, использованными в НПП «ОПТЭКС» при создании стенда, позволяют добиться погрешностей измерения угловых координат одиночного точечного источника излучения в пределах углового поля зрения 15° не более 3 угл. с (по уровню 3σ).

В НПП «ОПТЭКС» проводится ряд исследований, направленных на разработку оптимальной конструкции стенда.

Разработанный стенд также может использоваться для комплексной отладки, калибровки, проведения испытаний астронавигационных приборов, подтверждения точностных характеристик, измерения параметров оптических систем, например дисторсии объектива, тестирования и оптимизации алгоритмов калибровки приборов.

РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ПРОГРАММНО-АППАРАТНЫХ СРЕДСТВ ПРИ МОДЕЛИРОВАНИИ РАБОТЫ ПРИБОРОВ АСТРООРИЕНТАЦИИ

Е. В. Белинская, С. В. Воронков, В. А. Шамис

ИКИ РАН, e-mail: EVBelinskaya@yandex.ru

В последнее время все более распространенной становится практика использования в ряде задач вместо реальных приборов астроориентации их программно-аппаратных имитаторов. Это связано с тем, что изготовление прибора требует существенных временных и финансовых затрат, в то время как создание имитатора, обладающего основными функциональными возможностями прибора, является более простой в изготовлении и дешевой альтернативой.

В общем случае имитатор состоит из аппаратного интерфейса и программного обеспечения. Аппаратная часть позволяет моделировать работу прибора по информационному, телеметрическому интерфейсу, интерфейсам питания и т. д. Состав аппаратной части может варьироваться в зависимости от возложенных на имитатор задач. Программное обеспечение реализует как алгоритмы работы прибора, так и логику работы по информационному интерфейсу в соответствии с протоколом информационного обмена.

В 2011 г. в ИКИ РАН были созданы два идентичных программно-аппаратных имитатора приборов БОКЗ-М, используемые при комплексных испытаниях в составе стенда в ОАО «Научно-производственная корпорация „Космические системы мониторинга, информационно-управляющие и электромеханические комплексы“ имени А. Г. Иосифьяна» (ОАО «Корпорация «ВНИИЭМ») и для проведения стыковок с бортовым вычислительным комплексом в ОАО «Российский институт радионавигации и времени» (РИРВ). Каждый имитатор заменяет собой два прибора БОКЗ-М и решает задачи моделирования логического и информационного взаимодействия с бортовой машиной, имитации полета космического аппарата по заданной орбите и определения текущей ориентации с учетом взаимного расположения двух приборов БОКЗ-М на космическом аппарате.

В настоящее время ведутся разработки нескольких имитаторов системы датчиков гида (СДГ):

- программа-имитатор СДГ для персонального компьютера, позволяющая смоделировать алгоритмы обработки изображений звезд, определения параметров ориентации и расчета отклонения текущей ориентации от заданной без использования самой СДГ;
- программно-аппаратный имитатор датчика гида, обеспечивающий моделирование изображений звездного неба и передачу этих изображений в блок обработки данных СДГ; наличие такого имитатора позволяет на Земле отработать алгоритмы работы СДГ по серии изображений, сформированных оптической системой телескопа с фокусным расстоянием 17 м с учетом параметров видеотракта датчика гида и динамики космического аппарата.

РЕЗУЛЬТАТЫ ОТРАБОТКИ ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЗВЕЗДНОГО ДАТЧИКА БОКЗ-М60/1000

Г. А. Аванесов, В. Ю. Дементьев, Е. А. Мыслик
ИКИ РАН, e-mail: DemV87@yandex.ru

В 2012 г. завершена разработка звездного датчика БОКЗ-М60/1000. В новом приборе частота выдачи ориентации составляет 4 Гц. Этого удалось достичь благодаря следующим техническим решениям:

- использованию ПЗС-матрицы размером 1024×1024 пикселей;
- ускоренному чтению с ПЗС-матрицы;
- переменной экспозиции, бинированию кадра.

Программа проверки программного обеспечения звездного датчика БОКЗ-М60/1000 включает натурные и стендовые испытания. При натуральных испытаниях прибор закреплялся на трехосной поворотной платформе, позволяющей осуществлять его вращение в трех плоскостях с различными угловыми скоростями. Параметры движения платформы и режим работы прибора задавались с помощью программного обеспечения, установленного на контрольно-испытательной аппаратуре. В рамках проведенных испытаний подтверждена работоспособность прибора БОКЗ-М60/1000 по реальной небесной сфере при скорости углового движения до 6 град/с. Было получено, что прибор определяет ориентацию при движении с угловым ускорением до 1 град/с². Оценка точности работы прибора была проведена при скорости вращения Земли 15 угл. с/с. Среднеквадратическое отклонение угла прямого восхождения составило при этом 1,47 угл. с, угла склонения — 1,25 угл. с, а угла азимута — 11 угл. с.

Для исследования собственной погрешности звездного датчика БОКЗ-М60/1000, вызванного шумами видеотракта, использовался стенд динамических испытаний (СДИ). После обработки данных измерений, полученных при многократной съемке статического изображения, среднеквадратическое отклонение угла прямого восхождения оказалось равным 0,25 угл. с, угла склонения — 0,16 угл. с, а угла азимута — 2,4 угл. с. При этом время, затраченное на определение ориентации без априорной информации, не превышает значения 11 с, с априорной — 4 с. Также на испытательном стенде было проведено исследование допустимого уровня фоновой засветки для звездного датчика БОКЗ-М60/1000. Звездный датчик БОКЗ-М60/1000 имеет 12-разрядный аналогово-цифровой преобразователь. Максимальное значение принятого сигнала соответствует 4095 единицам младшего разряда (ЕМР). Проведенные исследования показали, что максимально допустимый уровень засветки равен 2400 ЕМР (при времени экспонирования 120 мс).

РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ ЗВЕЗДНОГО ПРИБОРА ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ВОЗДЕЙСТВИЕ ПРОТОННОГО ИЗЛУЧЕНИЯ

*В. И. Федосеев, В. В. Куняев, Л. М. Юдина,
А. А. Коптев, В. С. Тюрин, Н. И. Иванов*

ОАО «НПП «Геофизика-Космос», e-mail: Fedoseev_V@geocos.ru

Цель работы — определение реакции звездного прибора на воздействие протонного излучения космического пространства в условиях, максимально приближенных к реально существующим на орбитах.

Условия проведения наземных испытаний аппаратуры на воздействие протонного излучения на ускорителях существенно отличаются от условий работы в космосе. В связи с этим установить соответствие между условиями наземных испытаний и условиями работы в космосе непросто. Поэтому задачи исследования можно сформулировать следующим образом:

- определить необходимый объем наземных испытаний, достаточный для более или менее достоверной оценки работы приборов на различных орбитах;
- выработать количественные показатели эффектов воздействия протонного излучения на звездные приборы;
- разработать методику прогнозной оценки результатов воздействия протонного излучения на работу звездных приборов на различных орбитах по результатам наземных испытаний;

- для конкретного типа звездного прибора 329 К определить количественные показатели и прогнозные оценки воздействия протонного излучения для нескольких типов орбит;
- оценить соответствие между прогнозными оценками и результатами летных испытаний приборов.

Суть метода исследования состоит в аналитическом сопоставлении условий работы в космосе и при наземных испытаниях, выработке методики эксперимента и его проведении.

Отдельные вопросы перечисленных задач частично рассматривались в работах специалистов ИКИ, Sodern [Аванесов Г. А., Акимов В. В., Воронков С. В. Исследование влияния заряженных частиц на функционирование астронавигационных приборов / Изв. вузов. Приборостроение. 2003. Т. 46. № 4. С. 79–83; Ouaknine J., Jacob Ph., Blarre L., Kocher Yv. In-flight results synthesis of up to 52 Sed16/26 star trackers // Proc. 7th Intern. Conf. Space Optics. Toulouse, France, 14–17 Oct. 2008]. Авторам не известны исследования, в которых перечисленные задачи рассматривались бы в более полном объеме.

Практическая ценность представляемой работы, по мнению авторов настоящего доклада, состоит в том, что излагаемые в ней подходы позволяют довольно достоверно прогнозировать реакцию звездных приборов на протонное излучение космического пространства на различных орбитах по результатам наземных испытаний ограниченного объема. Область использования результатов исследований — методы оценки воздействия факторов космического пространства на звездные приборы.

ОПТИМИЗАЦИЯ КОНСТРУКЦИИ СВЕТОЗАЩИТНОЙ БЛЕНДЫ ПРИБОРА ЗВЕЗДНОЙ ОРИЕНТАЦИИ

Г. А. Аванесов, Р. В. Бессонов, О. В. Филиппова

ИКИ РАН, e-mail: 499B@rambler.ru

Габариты современного прибора звездной ориентации в большей степени определяются габаритами бленды, которая служит для защиты объектива и ПЗС-матрицы прибора от засветки мощными боковыми источниками. Двухкаскадная бленда в силу правил построения обладает коэффициентом подавления $10^8 \dots 10^9$, тем самым обеспечивает отсутствие вклада боковой засветки в фоновую составляющую. При этом двухкаскадная бленда обладает наибольшими габаритами среди круговых бленд. В то же время развитие приборов звездной ориентации идет по пути улучшения как элементной базы, так и алгоритмов обработки кадров и локализации объектов. Современные приборы звездной ори-

ентации могут работать при наличии фоновой составляющей на кадре, что дает возможность перейти к однокаскадным блендам, тем самым получить выигрыш по габаритным характеристикам. При той же технологии изготовления однокаскадная бледа обеспечивает коэффициент подавления $10^3 \dots 10^5$.

В процессе разработки новой конструкции бленд была отработана методика исследования оптической системы прибора звездной ориентации, которая включает определение допустимого уровня засветки на кадре, описание и проведение экспериментов по определению оптических свойств покрытий бленды, индикатрисы рассеяния на кромках диафрагм, коэффициента подавления объектива и непосредственное проведение численного моделирования прохождения света от бокового источника через всю оптическую систему.

В результате исследования изготовлен макет новой оптимизированной бленды на основе однокаскадной. Коэффициент подавления разработанной бленды обеспечивает допустимый уровень фоновой засветки на кадре, кроме того, бледа меньше по габаритам в сравнении с двухкаскадным вариантом конструкции. Эксперимент по определению коэффициента подавления сконструированной бленды подтвердил численный расчет и корректность применяемой модели.

О ВОЗМОЖНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ СОТОВОЙ БЛЕНДЫ В ЗВЕЗДНОМ ДАТЧИКЕ

Ю. М. Афанасенков

ОАО «НПК-СПП», e-mail: juraff@pochta.ru

Сотовая бледа представляет собой ячеистую структуру, изготовленную из тонкого алюминия и покрытую черной матовой краской. Благодаря существенно меньшим габаритам и массе она получила применение в объективах системы лазерной связи, где не предъявляется жестких требований к качеству изображения.

Однако такая бледа не получила широкого распространения в других оптических системах из-за ряда паразитных эффектов:

- неизбежное виньетирование объектива;
- переотражение света от стенок бленды, приводящее к появлению ложных изображений объектов в поле зрения;
- дифракция на ячеистой структуре бленды, имеющая вид шести максимумов вокруг центрального пятна.

Цель работы — выяснить, как, оптимизируя параметры бленды, а также применив обработку изображения с фотоприемника, снизить паразитные эффекты настолько, чтобы такую бленду можно было

применить в звездном датчике. Поскольку габариты и масса звездного датчика во многом определяются именно блендой, такое решение позволит улучшить характеристики прибора.

Создана программа для расчета прохождения лучей через сотовую бленду, моделирующая направленное и диффузное отражение от стенок, технологические погрешности при производстве бленды (непараллельность стенок), а также дифракцию на ячеистой структуре бленды на разных длинах волн. Результаты моделирования хорошо согласуются с экспериментальными данными.

Рассмотрен способ удаления дифракционных максимумов и ложных изображений путем обратной свертки с переменными параметрами. Смоделирован оптико-электронный тракт звездного датчика, учитывающий насыщение фотоприемника, геометрические и временные шумы матрицы и погрешности АЦП. По результатам моделирования, если на матрице не происходит насыщения, такого рода линейная фильтрация эффективно убирает дифракционные максимумы ценой некоторого увеличения шума.

Проведенные расчеты показывают применимость сотовой бленды для звездного датчика, однако вопрос практической реализации требует дальнейшего изучения.

НАВИГАЦИОННЫЙ ЗВЕЗДНЫЙ КАТАЛОГ МИНИМАЛЬНОГО ОБЪЕМА, ПРИВЯЗАННЫЙ К КВАЗИРАВНОМЕРНОЙ СЕТКЕ НА НЕБЕСНОЙ СФЕРЕ

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

ГАИШ МГУ, e-mail: elkos171@istranet.ru

Для нормального функционирования звездного датчика при любом его положении в пространстве в поле зрения должно попадать определенное число звезд ярче предельной величины. Предельная величина звезд зависит от конструкции звездного датчика и заданной длительности экспозиции, а минимальное число звезд в поле зрения — от алгоритма функционирования датчика. В штатном режиме функционирования, когда изображения навигационных звезд в поле зрения сопоставлены с соответствующими объектами из бортового каталога, для определения ориентации достаточно двух звезд. Больше их количество может использоваться для снижения погрешности определения ориентации.

При выполнении начальной ориентации, для отождествления наблюдаемого в кадре «звездного узора» с бортовым каталогом требуется одновременное попадание в кадр большего числа навигационных звезд (их число зависит от алгоритма начального отождествления).

С увеличением предельной звездной величины число звезд на небе экспоненциально растет. При этом возникает избыток звезд, по которым можно осуществлять ориентацию. Например, звезд ярче 11-й звездной величины в панхроматической полосе на небе более 2,5 млн. Однако их распределение по небу весьма неравномерно.

Предлагается метод построения равномерного каталога с приблизительно заданной численностью звезд и предельной величиной. Метод состоит из двух шагов:

- на небесной сфере строится квазиравномерная сетка опорных точек, число которых равно или слегка превосходит необходимую численность звезд в навигационном каталоге;
- из каталога звезд, полного до предельной величины, выбирают звезды, оптимальные по критерию, который сочетает блеск звезды и ее удаленность от опорной точки.

Метод допускает большое число вариантов построения каталога, связанных как со способом получения квазиравномерной сетки, так и с критерием привязки звезд к опорным точкам сетки.

Проведено сравнение нескольких вариантов построения предложенным способом равномерных навигационных каталогов.

РАСЧЕТ БЛЕСКА ЗВЕЗД В СПЕКТРАЛЬНОЙ ПОЛОСЕ КРЕМНИЕВОГО ФОТОПРИЕМНИКА ЗВЕЗДНОГО ДАТЧИКА ПО ДАННЫМ КАТАЛОГОВ TYCHO-2 И 2MASS

*А. В. Бирюков, А. И. Захаров, А. В. Миронов, В. Г. Мошкалева,
Ф. Н. Николаев, М. Е. Прохоров, М. С. Тучин*

ГАИШ МГУ, e-mail: elkos171@istranet.ru

Описывается процедура расчета блеска звезд для навигационного каталога звездного датчика ГАИШ МГУ. Задача пересчета звездных величин навигационных каталогов встает при создании любого датчика, поскольку прямые наблюдения звезд в фотометрических полосах, используемых в этих приборах, обычно отсутствуют. Для звездного датчика ГАИШ МГУ задача пересчета еще более важна, поскольку в ходе функционирования этот датчик использует информацию о блеске звезд. Поэтому точность расчета звездных величин в полосе чувствительности кремниевого ПЗС (панхроматической полосе) должна быть высокой.

Для расчета использовались данные каталогов Tycho-2 и 2MASS. Оба этих каталога охватывают все небо и превышают ту предельную величину, которая необходима для создания навигационного каталога, а также обладают достаточной фотометрической точностью. Каталог

Tucho-2 содержит фотометрические данные в двух полосах видимого диапазона B_t и V_t , а каталог 2MASS — в трех полосах ближнего ИК-диапазона J , K , H .

Процедура расчета включала следующие шаги:

- первичную чистку каталогов: исключение переменных и тесных двойных звезд;
- взаимное отождествление звезд каталогов, выявление и исключение ошибок отождествления;
- исключение звезд с аномальными показателями цвета; возникновение таких показателей цвета связано с аномальными свойствами звезды или ее переменностью (из-за не одновременных измерений блеска, в полосах входящих в один показатель цвета); такие звезды не пригодны для пересчета в другие спектральные полосы;
- следующий шаг при расчете блеска звезд — центральный в процедуре; этот шаг — построение редуцированного полинома (или системы полиномов для различных случаев расчета) по показателям цвета звезд; построенный полином должен удовлетворять ряду противоречивых требований: обеспечивать малые остаточные отклонения звезд и при этом иметь достаточно низкую степень; система полиномов требуется у звезд, у которых в каталогах измерения присутствуют не во всех фотометрических полосах.

Метод может быть адаптирован под различные спектральные полосы и входные каталоги.

НАЧАЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОРИЕНТАЦИИ С ПОМОЩЬЮ «ПАСПОРТОВ» ЗВЕЗД

А. И. Захаров¹, А. А. Венкстern², В. В. Барке²

¹ ГАИШ МГУ

² ИКИ РАН

Большинство методов начального определения ориентации основано на сравнении расстояний между парами, тройками и т. д. звезд. Число возможных пар во много раз превышает число навигационных звезд, с ростом сложности сравниваемых фигур их число еще сильнее увеличивается. Необходимость перебора возможных комбинаций приводит к большой численной трудоемкости таких процедур отождествления.

Предлагается альтернативный метод начального отождествления. В нем наблюдаемый в кадре фотоцентр отождествляется со звездой в бортовом каталоге по сходству характеристик близких окрестностей фотоцентра и звезды.

Для каждой навигационной звезды в бортовом каталоге строится «паспорт». Он содержит набор величин, вычисляемых на основе видимого изображения. К ним могут относиться: блеск самой навигационной звезды, число звезд ярче некоторой заданной величины в наборе колец вокруг звезды, суммарный поток (зарегистрированное число квантов) от звезд ярче заданной величины в наборе колец, расстояния до нескольких ближайших звезд ярче заданной величины. Возможны различные сочетания этих параметров — полей «паспорта», конкретный их выбор определяется эффективностью «паспорта».

Метод «паспортов» может использоваться для начального отождествления как самостоятельно, так и в сочетании с другими методами.

Приведены результаты моделирования процесса начального отождествления с использованием «паспортов» звезд. Показана его высокая эффективность.

УЧЕТ ТЕРМОГЕНЕРАЦИИ МАТРИЧНЫХ ПЗС КАК ОСНОВА ПОВЫШЕНИЯ ТОЧНОСТИ ИЗМЕРЕНИЯ ЗВЕЗДНЫХ ВЕЛИЧИН

А. В. Бирюков, А. И. Захаров, Ф. Н. Николаев, М. Е. Прохоров, М. С. Тучин
ГАИШ МГУ, e-mail: elkos171@istranet.ru

Одним из способов снижения погрешности звездных датчиков является учет попиксельной неоднородности характеристик матричного ПЗС. Этот способ не требует никаких переделок прибора, но предлагает использовать существенно более сложные алгоритмы обработки изображения. Такие алгоритмы давно стали стандартными в астрономии при проведении астрометрических и фотометрических измерений, однако в датчиках ориентации они, как правило, не используются.

Стандартный алгоритм астрономической коррекции состоит из трех действий: 1) вычитание байеса (смещения); 2) вычитание попиксельного среднего темнового тока и 3) учет попиксельной неоднородности чувствительности матрицы. Байес обычно не меняется от строки к строке. Неоднородность чувствительности определяется путем построения «плоского поля» — изображения однородной излучающей поверхности. Опыт показывает, что обе эти характеристики слабо меняются со временем.

Наиболее сложной частью алгоритма является учет темнового тока. Во-первых, темновой ток сильно зависит от температуры. Во-вторых, разброс средних значений темнового тока в отдельных пикселах во много раз превышает погрешность его измерения в каждом из них. В-третьих, помимо «нормальных» пикселей в ПЗС существуют «горячие», темновой ток в которых в сотни раз превосходит значение в «нормальных» и имеет другую зависимость от температуры.

Вычисление темнового тока, накопленного в пикселе, осложняется тем, что в звездных датчиках, как правило, применяются матричные ПЗС с переносом кадра. В таких приборах существуют две независимо управляемые секции. В одной из них — светочувствительной секции накопления — осуществляется экспозиция, после чего изображение быстро переносится в защищенную от света секцию хранения, из которой производится его построчное считывание. Такая конструкция позволяет вести считывание и обработку одного кадра одновременно с экспозицией следующего. В секции накопления изображение не меняет своего положения относительно элементов ПЗС, а в секции хранения сложным образом перемещается в ходе считывания.

Обсуждаются эффективные алгоритмы расчета темнового тока при проведении первичной обработки изображения в реальном времени для типичных режимов функционирования звездного датчика.

СРАВНЕНИЕ МЕТОДОВ РАСПОЗНАВАНИЯ ЗВЕЗДНЫХ КОНФИГУРАЦИЙ ПУТЕМ СРАВНЕНИЯ ПАР ЗВЕЗД С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ И БЕЗ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ИНФОРМАЦИИ О БЛЕСКЕ ЗВЕЗД

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

ГАИШ МГУ, e-mail: elkos171@istranet.ru

Цель работы — исследование характеристик процедуры начального отождествления звездных конфигураций для звездного датчика с малым полем зрения, проводилось путем математического моделирования. Рассматриваемый звездный датчик ориентации имел следующие параметры: поле зрения — квадрат, занимающий на небе телесный угол в 2 квадратных градуса; предельная регистрируемая звездная величина 12^m (соответствует 50%-й вероятности регистрации звезды в кадре), число навигационных звезд в бортовом каталоге около 250 000.

На основе каталога звезд до 12^m (каталог построен по данным Tycho-2 и 2MASS) была смоделирована серия тестовых кадров звездного датчика со случайной ориентацией на небесной сфере. К звездам в кадре добавлялись случайные помехи различной яркости.

К каждому тестовому кадру применялась процедура начального отождествления. В этом качестве был алгоритм, основанный на сопоставлении пар наиболее ярких фотоцентров в кадре с парами звезд из бортового каталога, имеющих аналогичные параметры. Процедура была разработана в двух вариантах: 1) с использованием только информации о расстояниях между парами звезд и парами фотоцентров и 2) с учетом информации как о расстояниях между фотоцентрами (звездами), так и об их блеске.

Процедуры начального отождествления, применяемые в большинстве звездных датчиков, используют только информацию о координатах звезд. Привлечение данных о блеске звезд имеет несколько очевидных недостатков: увеличение объема бортового каталога звезд; необходимость знания блеска звезд в спектральной полосе прибора и появление систематических ошибок звездных величин из-за деградации оптики и приемника излучения.

Обе процедуры показали очень высокую надежность отождествления. С другой стороны, длительность отождествления в обоих методах сильно меняется в зависимости от «качества» кадра — числа попавших в кадр ярких звезд и числа ярких помех.

Исследование показало, что процедура с использованием информации о звездных величинах определяет ориентацию в среднем в 30 раз быстрее.

Полученные результаты указывают на перспективность методов начального определения ориентации на основе информации о блеске звезд, несмотря на имеющиеся у этого метода недостатки.

ИССЛЕДОВАНИЕ ТОЧНОСТИ МЕТОДОВ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИИ

И. С. Кружилов

ОАО «НПП «Геофизика-Космос», e-mail: BearSubj13@yandex.ru

Результатом работы прибора звездной ориентации является определение положения системы координат, связанной с космическим аппаратом (ПСК) относительно геоцентрической системы координат (ГСК). Такое положение может задаваться ортогональной матрицей, единичным кватернионом или системой углов поворота.

Введем следующие обозначения: M_{true} — ортогональная матрица; направляющие векторы на звезды в ГСК $w_1, \dots, w_n \in R^3 : |w_i| = 1$; соответствующие им направляющие векторы на звезды в ПСК $v_i = M_{true} \cdot (w_i + \varepsilon) / |w_i + \varepsilon|$, случайная величина $\varepsilon \in R^3 : |\varepsilon| \ll 1, i = 1, \dots, n$. Задача определения ориентации КА состоит в отыскании ортогональной матрицы M , которая будет максимально близка к исходной матрице M_{true} .

Существует три подхода к проблеме оценке ориентации:

- 1) поиск оптимальной матрицы путем пошаговой минимизации функции потерь;
- 2) нахождение точного решения Wahba-problem;
- 3) приближенные методы решения, использующие априорную оценку ориентации и уточняющие ее с помощью матрицы поворота малого угла.

На текущий момент в литературе преимущественно освещены методы, основанные на решении Wahba-problem. Однако значение функции потерь не является критерием близости оценочной матрицы ориентации M к M_{true} . В работе в качестве критериев близости двух матриц ориентации предложено использовать норму Фробениуса и геодезическое расстояние между матрицами.

На основании предложенных критериев произведено сравнение точностей методов «2» и «3». Показано, что метод «3» обладает не худшей погрешностью по сравнению с методом «2». При этом с вычислительной точки зрения метод «2» требует меньшего количества операций и проще в реализации.

Число обусловленности системы линейных алгебраических уравнений для метода «2» пропорционально квадрату котангенса половинного угла поля зрения прибора. Для решения системы линейных алгебраических уравнений метод Гаусса предпочтительнее метода Холецкого.

СЪЕМОЧНЫЕ СИСТЕМЫ В НАУЧНЫХ КОСМИЧЕСКИХ ПРОЕКТАХ

ПРОЦЕДУРА ОРТОРЕКТИФИКАЦИИ СНИМКОВ КОМПЛЕКСА МНОГОЗОНАЛЬНОЙ СПУТНИКОВОЙ СЪЕМКИ, ПОЛУЧАЕМЫХ С КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «МЕТЕОР-М»

С. Б. Жуков

ИКИ РАН, e-mail: sbzhukov@mail.ru

Цель исследований — разработка алгоритма и программы орторектификации видеоданных комплекса многозональной спутниковой съемки (КМСС) на КА «Метеор-М», т. е. их геометрической коррекции и географической привязки с учетом рельефа.

Для каждого элемента изображения с помощью итеративной процедуры находится его ортопроекция S , т. е. основание перпендикуляра, опущенного на эллипсоид WGS-84 из точки пересечения направления наблюдения с цифровой моделью рельефа (ЦМР). В качестве начального приближения точки S принимается точка пересечения направления наблюдения с эллипсоидом WGS-84. Далее проводятся:

- определение по ЦМР высоты и вычисление нормали к поверхности эллипсоида в точке C ;
- нахождение точки D пересечения нормали с ЦМР и построение плоскости, перпендикулярной к нормали в этой точке;
- нахождение точки E пересечения указанной плоскости с направлением наблюдения;
- приближенный расчет основания перпендикуляра, опущенного из точки E на эллипсоид WGS-84, которое принимается за уточненное положение точки S .

Данные операции повторяются для уточненной точки S .

Итерации заканчиваются, если уточнение положения точки S в результате последней итерации не будет превышать 10 м. Обычно хватает четырех итераций.

Значения яркости пикселей исходного изображения в соответствии с координатами их ортопроекции накапливаются в ячейках сетки орторектифицированного изображения. При попадании нескольких пикселей в одну ячейку проводится усреднение их яркостей. Если какая-либо ячейка остается пустой, значение яркости в ней получается путем усреднения значений яркости, полученных в соседних ячейках.

Алгоритм реализован в виде приложения KMSS_Coreg_ortho ПК KMSS-M2.

Приводятся примеры проведения с помощью данного приложения орторектификации модельного изображения в виде регулярной сетки, а также реального изображения гористой местности, полученного МСУ-101 на КА «Метеор-М» № 1.

ВОЗМОЖНОСТИ ВОССТАНОВЛЕНИЯ СМАЗАННЫХ КОСМИЧЕСКИХ ИЗОБРАЖЕНИЙ

Б. С. Жуков

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

В случае недостаточного разрешения объектива съёмочной системы, его дефокусировки или при движении снимаемого объекта относительно съёмочной системы получаемое изображение может оказаться смазанным. Основная проблема при восстановлении смазанных изображений состоит в том, что данная задача относится к классу некорректных, решение которых неустойчиво.

С использованием тестового изображения, представляющего собой поля типа «шахматная доска» с различным размером квадратов, оценивалась точность восстановления смазанных изображений с помощью методов инверсной и винеровской фильтрации, фильтрации Тихонова и итеративного метода Ричардсона – Люси в зависимости от уровня шума, ширины функции рассеяния точки (ФРТ) съёмочной системы и ошибок задания ФРТ. Показано, что при низком уровне шума (от 1:250 до 1:100 относительно максимального сигнала) и ошибках задания ширины ФРТ до 10 % могут быть удовлетворительно восстановлены объекты размером до половины ширины ФРТ.

Приводятся примеры применения указанных методов к изображениям Луны, полученным узкоугольной телевизионной камерой (УТК) телевизионной системы навигации и наблюдения (ТСНН), и к изображениям поверхности Земли, полученным комплексом многозональной спутниковой съёмки (KMSS) на космическом аппарате (КА) «Метеор-М», в которых ширина ФРТ составляет от 2 до 3 пикселей. Продемонстрирована возможность значительного улучшения резкости изображений и выделения на восстановленных изображениях малых объектов, практически не распознаваемых на исходных изображениях (малых кратеров на изображениях Луны, дорог и рек на земных изображениях). Совпадение указанных объектов на изображениях, восстановленных различными методами, подтверждает достоверность выполненных функций.

**ПОЛЕТНАЯ АБСОЛЮТНАЯ РАДИОМЕТРИЧЕСКАЯ КАЛИБРОВКА
КОМПЛЕКСА МНОГОЗОНАЛЬНОЙ СПУТНИКОВОЙ СЪЕМКИ
НА КОСМИЧЕСКОМ АППАРАТЕ «МЕТЕОР-М» № 1**

*Б. С. Жуков¹, И. В. Полянский¹, Т. Г. Куревлева², Л. И. Пермитина²,
Ю. М. Гектин³, И. П. Цветкова³, М. А. Попов⁴, С. А. Станкевич⁴,
С. С. Дугин⁴*

¹ ИКИ РАН, e-mail: bzhukov@nserv.iki.rssi.ru

² НЦ ОМЗ ФГУП «РНИИ КП», e-mail: permitina@ntsomz.ru

³ ОАО «Российские космические системы», e-mail: dzz@rniikp

⁴ ЦАКИЗ, e-mail: mpopov@casre.kiev.ua

Комплекс многозональной спутниковой съемки (КМСС) на космическом аппарате (КА) «Метеор-М» № 1 включает две камеры МСУ-100 с пространственным разрешением около 60 м в трех спектральных зонах, оптимизированных для наблюдения суши, и одну трехзональную камеру МСУ-50 с пространственным разрешением около 120 м в трех спектральных зонах, оптимизированных для наблюдения океана.

Проверка радиометрических характеристик КМСС в полете и при необходимости корректировка файлов радиометрической коррекции осуществляется периодически по результатам съемок однородного снежного покрова Арктики и Антарктиды. С этой целью коэффициенты спектральной яркости (КСЯ) снежного покрова на верхней границе атмосферы, измеряемые камерами КМСС, сопоставляются с результатами модельных расчетов и с измерениями, выполняемыми спектрорадиометром MODIS на КА Terra и прибором МСУ-МР на КА «Метеор-М» № 1. При этом используются регрессионные соотношения, позволяющие пересчитывать значения КСЯ снежного покрова между спектральными зонами указанных приборов с методической точностью не хуже 0,3 %.

Независимая верификация результатов калибровки камер КМСС проводилась путем сопоставления КСЯ тестовых участков на территории Украины, измеряемых камерами КМСС, с результатами их наземного спектрометрирования, выполненного специалистами ЦАКИЗ НАН Украины.

Кросс-калибровка камер КМСС относительно MODIS и МСУ-МР, а также сопоставление с результатами наземных подспутниковых измерений позволяет оценить точность абсолютной радиометрической калибровки КМСС в 6...7 %.

ПОСТРОЕНИЕ ЦИФРОВОЙ МОДЕЛИ ОБЪЕКТА ПУТЕМ ЕГО СИНХРОННОЙ СЪЕМКИ ДВУМЯ КАМЕРАМИ С ФИКСИРОВАННЫМ БАЗИСОМ

А. В. Никитин, И. В. Полянский

ИКИ РАН, e-mail: andvnik935@yandex.ru

В настоящее время предлагается достаточно широкий спектр решения задачи построения цифровой модели объекта.

Для построения 3D-модели объекта существует достаточно много способов, основанных на лазерном сканировании (измерении дальностей до объекта). Недостатком этих способов 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 способ, а именно съемку объекта с фиксированного базиса, широко применявшийся ранее в фототеодолитной съемке.

Недостатком 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 различные преобразования изображений и корреляционные алгоритмы с целью выделения контурных точек и их отождествления на паре изображений. Недостатком методов является необходимость иметь достаточное количество контрастных объектов на снимаемой поверхности.

В настоящей работе для построения цифровой модели поверхности предлагается использовать стереофотограмметрический способ с лазерной подсветкой. Суть способа состоит в синхронной съемке поверхности, располагающейся перед двумя камерами, и построение ее трехмерного образа, то есть определение пространственных координат точек в базисной системе координат, определяемой элементами взаимного ориентирования двух камер. Необходимо определить координаты точек, принадлежащих объекту съемки, путем измерений их соответственных изображений на стереопаре снимков. В качестве точек поверхности предлагается использовать отражение от снимаемой поверхности светового пучка, формируемого лазерной установкой. При этом не требуется определения расстояния до объекта съемки, достаточно его ярко подсветить.

На изображении получается сетка с примерно равномерным шагом, которая выгладит ярче снимаемой поверхности. Тогда 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.

Для точного измерения пространственных координат необходимо выполнить калибровку системы из двух камер. Для этого производится съемка регулярной сетки с целью расчета поля дисторсии. Путем съемки тест-объекта с точно известными размерами определяются элементы внешнего ориентирования камер при съемке.

ОЦЕНКА ТОЧНОСТИ АВТОМАТИЧЕСКОЙ ГЕОГРАФИЧЕСКОЙ ПРИВЯЗКИ ПРОСТРАНСТВЕННЫХ ДАННЫХ КОМПЛЕКСА МНОГОЗОНАЛЬНОЙ СПУТНИКОВОЙ СЪЕМКИ В ХОДЕ ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Т. В. Кондратьева, А. В. Никитин, И. В. Полянский

ИКИ РАН, e-mail: andvnik935@yandex.ru

Среди задач дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), в процессе которого съемочными устройствами получают изображения земной поверхности, одной из главных является выдерживание заданной пространственной ориентации аппаратуры ДЗЗ, установленной на космический аппарат (КА), и географическая координатная привязка видеоданных, получаемых этой аппаратурой.

Географическая координатная привязка данных комплекса многозональной спутниковой съемки (КМСС), состоящего из трех оптико-электронных многозональных съемочных устройств (МСУ), функционирующего на КА «Метеор-М» № 1, обеспечивается данными с навигационных приборов комплекса координатно-временного обеспечения (ККВО) КА — прибора звездной ориентации (БОКЗ-М) и системы спутниковой навигации (АСН-М-М), которые также входят в состав бортовой аппаратуры КА «Метеор-М» № 1.

Специально разработанное программное обеспечение (ПО) предназначено для трансформирования полученных сканерных изображений в заданную картографическую проекцию, географической координатной привязки изображений, сведения спектральных каналов и построения спектрозональных изображений. Анализ результатов обработки данных, полученных с КА «Метеор-М» № 1, показывает, что данное ПО обеспечивает точность сведения спектральных каналов до элемента разрешения, географическую привязку видеоданных до 0,5...0,8 км. Данные результаты могут быть вызваны следующими причинами: рассинхронизацией времени данных комплекса ККВО со временем получения строк видеоданных, температурными деформациями конструкции прибора звездной ориентации и съемочной системы КМСС.

АНАЛИЗ ВИДИМОСТИ ЛИНИИ ГОРИЗОНТА ПРИ РАЗЛИЧНЫХ УСЛОВИЯХ НАБЛЮДЕНИЯ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ ОПТИЧЕСКОЙ НАВИГАЦИИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

В. А. Гришин

ИКИ РАН, e-mail: vgrishin@iki.rssi.ru

В настоящее время наблюдается активизация исследований в области навигационных систем повышенной устойчивости к преднамеренным помехам. Постепенно осознается тот совершенно тривиальный факт, что спутниковые навигационные системы (GPS, ГЛОНАСС и др.) являются весьма уязвимыми к различным классам помех. Имеется возможность блокирования работы навигационных приемников на площадях порядка десятков — сотен тысяч квадратных километров. Необходимые для этого технические средства весьма доступны и недороги. Более того, сейчас имеются технологии создания ошибки измерения координат, формируемой по заданному закону. Есть некоторые основания предполагать, что новейший секретный беспилотный летательный аппарат (ЛА) RQ-170 был потерян американцами в Иране под воздействием именно таких имитирующих помех. Помехи обеспечили успешную посадку аппарата на территории Ирана. Повышение устойчивости бортовых приемников к искусственным помехам вполне возможно, но это недопустимо ухудшает массо-габаритные характеристики навигационных приемников и поэтому реально не используется. Таким образом, парадокс заключается в том, что системы, разрабатывавшиеся как военные, оказываются неадекватными именно для этой области применения. Наиболее адекватное применение этих систем — информационное обеспечение туристов, систем управления общественным транспортом, движения грузов, координатной привязки различных стационарных объектов и т. д.

Высокой устойчивостью к искусственным помехам обладают, в частности, звездные навигационные системы. Целью работы является исследование возможностей повышения точности таких навигационных систем путем повышения точности расчета местной вертикали по изображению линии горизонта. Исследовательские работы в этом направлении ведутся, например, в Optical Physics Company, Калифорния [<http://opci.com/ocns.htm>]. Для оценки надежности и точности измерений местной вертикали были произведены расчеты контраста линии горизонта для различных условий наблюдения (направление визирования, время суток) для средних широт. Высота полета ЛА была выбрана равной 10 км, что характерно для атмосферных летательных аппаратов. Для повышения точности расчета местной вертикали предполагается использовать профилометрическую информацию о поверхности Земли.

Работа выполнена при частичной поддержке РФФИ, проект № 12-08-00863-а.

АЛГОРИТМ СИСТЕМЫ ТЕХНИЧЕСКОГО ЗРЕНИЯ ПОСАДОЧНОГО МОДУЛЯ

В. Г. Бондарев

Ставропольский технологический институт сервиса (филиал) ГБОУ ВПО «Южно-Российский государственный университет экономики и сервиса», Ставрополь, e-mail: bondarevstis@yandex.ru

Одной из актуальных задач навигации космического аппарата является выбор района посадки и обеспечения автоматического управления на этапе снижения посадочного модуля. Аналогичная задача возникает в результате анализа работы систем прицеливания, для которых существует проблема неустойчивости режима захвата и сопровождения целей. Следствием этой проблемы является недостаточная эффективность боевых авиационных комплексов. Целью работы является разработка подхода к решению этих задач.

Системы технического зрения (СТЗ), которые совмещают уникальную многофункциональность и высокие метрологические характеристики, представляют собой наиболее целесообразный измерительный инструмент для решения задач автоматического управления движением подвижных объектов в различных условиях их применения.

Предложен алгоритм аналитического слежения за точкой посадки, которая может быть видна только в один момент времени и не доступна для наблюдения на всем этапе посадки. Алгоритм построен на однократном измерении посредством СТЗ координат желаемой точки посадки в момент ее видимости, а также не менее трех оптически контрастных точек поверхности планеты. В последующие моменты времени, когда точка посадки не видна, ее координаты вычисляются.

По контрастным точкам в окрестности желаемой точки посадки оценивается степень волнистости, а при наличии на борту инерциальной навигационной системы — горизонтальности поверхности, что позволяет в процессе посадки принимать решение о ее возможности.

Все соотношения, составляющие основу алгоритма, получены с использованием методов аналитической геометрии и геометрической оптики и представляются впервые.

МНОГОКАНАЛЬНЫЙ СПЕКТРОРАДИОМЕТР МСРВ ВИДИМОГО И БЛИЖНЕГО ИК-ДИАПАЗОНОВ

Г. А. Аванесов¹, И. В. Полянский¹, М. Н. Сокольский², В. П. Трезуб²

¹ ИКИ РАН, e-mail: ivp@cosmos-nt.ru

² ОАО «ЛОМО», e-mail: lomo@lomo.sp.ru

В настоящее время в ИКИ РАН ведется разработка перспективной аппаратуры многозональной спутниковой съемки среднего разрешения, предназначенной, в первую очередь, для дистанционного измерения физических свойств поверхности Земли и атмосферы с целью решения широкого круга прикладных задач — от гидрометеорологии до контроля чрезвычайных ситуаций.

Согласно рекомендациям тематических заказчиков разработана концепция многоканального спектрорадиометра МСРВ, построенного на основе широкоугольной оптической системы на базе внеосевого трехзеркального телескопа. Заложенные в конструкцию МСРВ технические решения позволяют обеспечить регистрацию изображений с высоким радиометрическим качеством в 11 спектральных каналах шириной от 15 нм и разрешением 7 угл. с.

Основным преимуществом применения внеосевой зеркальной оптики является возможность обеспечения высокой светосилы изображающей системы при практическом отсутствии хроматических aberrаций в достаточно широком угле поля зрения, что позволяет использовать одну оптическую систему для получения качественных изображений в очень широком диапазоне электромагнитного спектра — от ультрафиолета до коротковолнового ИК, что является принципиальным для дистанционного зондирования Земли и других небесных тел Солнечной системы.

КАМЕРА-СПЕКТРОМЕТР ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЙ МИНЕРАЛОГИЧЕСКОГО СОСТАВА ГРУНТА

*А. Н. Липатов¹, В. М. Линкин¹, В. С. Макаров¹, Г. В. Захаркин²,
Л. И. Хлюстова¹, А. П. Экономов¹, О. Н. Андреев¹, С. А. Антоненко²*

¹ ИКИ РАН, e-mail: slip@iki.rssi.ru

² ЗАО СП «ИНТЕРАСТРО», e-mail: eslab@mail.ru

Представлены технические возможности опто-электронного прибора для исследования минералогического состава различных типов грунта. Получение минералогического состава и структуры реголита Луны было главной целью данной работы. Особое значение придавалось исследованию лежащих на поверхности отдельных камней в районе

посадки лунного аппарата, которые являются интересным материалом для исследования внутренних слоев коры спутника Земли, так как они могли быть выброшены на поверхность с различной глубины во время падения метеоритов или вулканической деятельности в ранней истории спутника. Для решения поставленной задачи предлагается использовать совмещенный метод спектрального и импульсного люминесцентного анализа на основе одного детектора. Совмещенный метод позволяет с большей достоверностью идентифицировать минералогический состав грунта дистанционным методом. Такой метод дает также высокую точность процентного содержания компонент минерала в грунте, что является важной характеристикой при исследовании истории происхождения Луны.

Приводятся структура прибора в целом, его основные элементы и характеристики. Рассматриваются проблемы, которые встречались во время разработки прибора, и методы их устранения. Разрабатываемый прибор может быть в дальнейшем применен в других миссиях при решении аналогичных задач.

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

С. В. Кузин, А. С. Ульянов, С. В. Шестов, С. А. Богачев

ФИАН, e-mail: kuzin@lebedev.ru

В настоящее время наблюдение за космическим мусором ведется в основном наземными способами (телескопические наблюдения, радиолокация). Подобные методы, однако, практически не позволяют регистрировать объекты с размером менее 10 см. Для их обнаружения и каталогизации наиболее эффективным методом является непосредственное наблюдение из космоса — с бортов спутников и автоматических или пилотируемых станций. Ограничение этого метода заключается в первую очередь в его высокой стоимости.

В то же время, практически все современные космические аппараты оснащаются звездными датчиками системы ориентации. С их помощью можно регистрировать частицы космического мусора с размером от 1 мм, находящиеся на расстоянии до нескольких километров от космического аппарата. Практическая апробация предложенного метода была произведена на основе данных звездных датчиков приборов СПИРИТ/КОРОНАС-Ф и ТЕСИС/КОРОНАС-ФОТОН. Всего за время работы аппаратуры было получено более ста тысяч изображений участков звездного неба. Для обработки изображений был разработан

комплекс программного обеспечения, который позволяет в автоматическом режиме производить поиск на изображениях частиц космического мусора, определять их координаты и скорость и оценивать параметры их орбит. В итоге было обнаружено более 600 треков космических объектов. Результаты наблюдений и возможности применения метода обсуждаются.

НАЗВАНИЯ ИНСТИТУТОВ

- 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
- ЗАО «НПК «Электрооптика» — ЗАО «Научно-производственный комплекс «Электрооптика» Москва, Россия
- ЗАО СП «ИНТЕРАСТРО» — ЗАО Совместное предприятие «ИНТЕРАСТРО», Москва, 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
- ИТЦ «СКАНЭКС» — Инженерно-технологический центр «СКАНЭКС», 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 — Национальный исследовательский университет информационных технологий, механики и оптики, Санкт-Петербург, Россия
- НЦ ОМЗ ФГУП «РНИИ КП — Научный центр оперативного мониторинга Земли ФГУП «Российский научно-исследовательский институт космического приборостроения», Москва, Россия
- ОАО «НИИЭМ» — ОАО «Научно-исследовательский институт электромеханики», Истра Московской области, Россия
- ОАО «НПК-СПП» — Открытое акционерное общество «Научно-производственная корпорация Системы прецизионного приборостроения», Москва, Россия
- ОАО «НПК-СПП» — Открытое акционерное общество «Научно-производственная корпорация системы прецизионного приборостроения», Москва, Россия
- ОАО «НПП «Геофизика-Космос» — ОАО «Научно-производственное предприятие «Геофизика-Космос», Москва, Россия
- ОАО «Пеленг», Минск, Беларусь
- ОАО «Российские космические системы», Москва, Россия
- ОАО «ЛОМО» — ОАО «Ленинградское оптико-механическое объединение» имени В. И. Ленина, Санкт-Петербург, Россия
- САО РАН — Федеральное государственное бюджетное учреждение науки Специальная астрофизическая обсерватория Российской Академии наук, Санкт-Петербург, Россия

- СПб НИУ ИТМО — Санкт-Петербургский национальный исследовательский университет информационных технологий, механики и оптики, Санкт-Петербург, Россия
- Ставропольский технологический институт сервиса (филиал) Государственного бюджетного образовательного учреждения высшего профессионального образования «Южно-Российский государственный университет экономики и сервиса», Ставрополь
- ФИАН — Федеральное государственное бюджетное учреждение науки Физический институт имени П. Н. Лебедева Российской академии наук, Москва, 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
- Филиал НПО им. С. А. Лавочкина — Филиал Федерального государственного унитарного предприятия «Научно-производственное объединение им. С. А. Лавочкина», Калуга, Россия
- ЦАКИЗ — Научный Центр аэрокосмических исследований Земли Национальной академии наук Украины, Киев

СОДЕРЖАНИЕ

ПЛЕНАРНОЕ ЗАСЕДАНИЕ

Санько Н. Ф.

Настоящее и будущее фундаментальных космических исследований
в России. 3

Васильев Д. В.

Ортокорреляционная следающая астроориентация линии
межспутниковой лазерной связи 4

Комарова Н. Ю.

Оформление литературы в рукописях научных статей 5

Секция № 1

ПРИБОРЫ АСТРООРИЕНТАЦИИ И НАВИГАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Аванесов Г. А., Бессонов Р. В., Каютин И. С., Куркина А. Н.,

Людомирский М. Б., Мысник Е. А., Лискив А. С., Ямщиков Н. Е.
Разработка автономной бесплатформенной астроинерциальной
навигационной системы. 6

Аванесов Г. А., Белинская Е. В., Воронков С. В., Строилов Н. А.,

Катасонов И. Ю., Куделин М. И., Никитин А. В.
Система датчиков гида в контуре наведения космического телескопа
проекта СПЕКТР-УФ. 7

Белинская Е. В., Воронков С. В., Дунаев Б. С., Строилов Н. А.,

Катасонов И. Ю., Никитин А. В., Шамис В. А.
Исследование точностных характеристик системы датчиков гида
телескопа Т-170М 8

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

Логика взаимодействия системы сбора и обработки информации
с комплексом научной аппаратуры и служебными системами
космического аппарата «Спектр-РГ». 9

Князев В. О., Поздняков А. А.

Повышение вероятности распознавания звезд при высоких угловых
скоростях космического аппарата с использованием информации
об угловой скорости 9

Аванесов Г. А., Бессонов Р. В., Куркина А. Н.

Опыт использования микромеханических датчиков угловой скорости
в составе приборов звездной ориентации 10

Никитин А. В., Полянский И. В.

Использование данных с датчиков угловых скоростей
для формирования информации об угловой ориентации осей
изделия относительно гринвической системы координат 11

<i>Морозова Л. М., Нехамкин Л. И., Рябиков В. С.</i> Особенности построения систем ориентации на основе датчика угловой скорости, комплексированного с прибором астроориентации.	12
<i>Морозова Л. М., Нехамкин Л. И., Рябиков В. С.</i> Об одном алгоритме повышения надежности системы ориентации космического аппарата при сбоях звездного датчика	13
<i>Котов М. Н., Крумкач В. И., Лимановский А. И., Ткаченко А. Н., Шиманович А. В.</i> Звездные датчики на базе КМОП-фотоприемника.	14
<i>Стекольников О. Ю., Захаров А. И., Прохоров М. Е.</i> Конструктивные особенности узкопольного звездного датчика ГАИШ МГУ с зеркальным объективом.	15
<i>Прохоров М. Е., Захаров А. И., Тучин М. С.</i> Расчет оптимальных характеристик оптической системы и матричного приемника излучения звездного датчика ориентации по его тактико-техническим характеристикам	16
<i>Чубей М. С., Курпьянов В. В., Львов В. Н., Бахолдин А. В., Цуканова Г. И., Маркелов С. В.</i> Система регистрации изображений и проницание астрографа для орбитальной звездной стереоскопической обсерватории	17
<i>Гладышев В. О., Кауц В. Л., Тиунов П. С.</i> Автономная система ориентации на принципах измерения параметров анизотропии пространства.	18
<i>Бычков Ю. П., Ковш Ю. В., Петрякова И. А., Сигал Л. Н.</i> Электромагнитные системы сброса кинетического момента	19
<i>Овчинников М. Ю., Иванов Д. С., Ролдугин Д. С., Ткачев С. С., Ивлев Н. А., Карпенко С. О.</i> Анализ работы алгоритмов системы ориентации микроспутника «Чибис-М»	20
<i>Овчинников М. Ю., Иванов Д. С., Ролдугин Д. С., Ткачев С. С., Карпенко С. О.</i> Разработка рекомендаций по управлению ориентацией микроспутника «Чибис-М» в случае отказа части исполнительных органов	21
<i>Иванов Д. С., Сакович М. А., Карпенко С. О.</i> Исследование алгоритма определения относительного положения и ориентации спутников в групповом полете с использованием обработки видеоизображения	22
<i>Лапкин Д. В., Нехамкин Л. И., Рябиков В. С.</i> Оценка погрешностей астрокоррекции бесплатформенной инерциальной системы ориентации космического аппарата	23
<i>Гектин Ю. М., Пузаков Н. П., Селиванов А. С., Соловьёв А. М.</i> Оптические датчики для контроля ориентации технологических наноспутников ТНС-0 № и №	23
<i>Новалов А. А.</i> Магнитная система управления малым космическим аппаратом с использованием нечеткой логики	24

<i>Власенков Е. В., Павлова А. Н., Комбаев Т. Ш.</i> Решение задачи навигации и ориентации микрокосмического аппарата по данным о магнитном поле Земли с использованием фильтра Калмана	25
--	----

Секция № 2

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

<i>Бессонов Р. В., Брысин Н. Н., Строилов Н. А.</i> Многоколлиматорный стенд для отработки звездных приборов с интегрированными датчиками угловых скоростей	27
<i>Бунтов Г. В., Верховцева А. В., Забиякин А. С., Князев А. С., Стальной А. М.</i> Методы повышения точности стендового оборудования для наземной отработки прецизионных звездных датчиков	28
<i>Белинская Е. В., Воронков С. В., Шамис В. А.</i> Результаты использования программно-аппаратных средств при моделировании работы приборов астроориентации	29
<i>Аванесов Г. А., Дементьев В. Ю., Мыслик Е. А.</i> Результаты отработки программного обеспечения звездного датчика БОКЗ-М60/1000	30
<i>Федосеев В. И., Куняев В. В., Юдина Л. М., Коптев А. А., Тюрин В. С., Иванов Н. И.</i> Результаты испытаний звездного прибора ориентации космического аппарата на воздействие протонного излучения	31
<i>Аванесов Г. А., Бессонов Р. В., Филиппова О. В.</i> Оптимизация конструкции светозащитной бленды прибора звездной ориентации	32
<i>Афанасенков Ю. М.</i> О возможности применения сотовой бленды в звездном датчике	33
<i>Бирюков А. В., Захаров А. И., Никифоров М. Г., Николаев Ф. Н., Прохоров М. Е., Тучин М. С.</i> Навигационный звездный каталог минимального объема, привязанный к квазиравномерной сетке на небесной сфере	34
<i>Бирюков А. В., Захаров А. И., Миронов А. В., Мошкалева В. Г., Николаев Ф. Н., Прохоров М. Е., Тучин М. С.</i> Расчет блеска звезд в спектральной полосе кремниевого фотоприемника звездного датчика по данным каталогов Tycho-2 и MASS	35
<i>Захаров А. И., Венкстерн А. А., Барке В. В.</i> Начальное определение ориентации с помощью «паспортов» звезд	36
<i>Бирюков А. В., Захаров А. И., Николаев Ф. Н., Прохоров М. Е., Тучин М. С.</i> Учет термогенерации матричных ПЗС как основа повышения точности измерения звездных величин	37
<i>Бирюков А. В., Захаров А. И., Никифоров М. Г., Николаев Ф. Н., Прохоров М. Е., Тучин М. С.</i> Сравнение методов распознавания звездных конфигураций путем сравнения пар звезд с использованием и без использования информации о блеске звезд	38

<i>Кружилов И. С.</i> Исследование точности методов определения ориентации	39
--	----

Секция № 3

СЪЕМОЧНЫЕ СИСТЕМЫ В НАУЧНЫХ КОСМИЧЕСКИХ ПРОЕКТАХ

<i>Жуков С. Б.</i> Процедура орторектификации снимков комплекса многозональной спутниковой съемки, получаемых с космического аппарата «Метеор-М»	41
<i>Жуков Б. С.</i> Возможности восстановления смазанных космических изображений	42
<i>Жуков Б. С., Полянский И. В., Куревлева Т. Г., Пермитина Л. И., Гектин Ю. М., Цветкова И. П., Попов М. А., Станкевич С. А., Дугин С. С.</i> Полетная абсолютная радиометрическая калибровка комплекса многозональной спутниковой съемки на космическом аппарате «Метеор-М» № 1	43
<i>Никитин А. В., Полянский И. В.</i> Построение цифровой модели объекта путем его синхронной съемки двумя камерами с фиксированным базисом	44
<i>Кондратьева Т. В., Никитин А. В., Полянский И. В.</i> Оценка точности автоматической географической привязки пространственных данных комплекса многозональной спутниковой съемки в ходе летной эксплуатации	45
<i>Гришин В. А.</i> Анализ видимости линии горизонта при различных условиях наблюдения для решения задач оптической навигации летательных аппаратов	46
<i>Бондарев В. Г.</i> Алгоритм системы технического зрения посадочного модуля	47
<i>Аванесов Г. А., Полянский И. В., Сокольский М. Н., Трегуб В. П.</i> Многоканальный спектрорадиометр МСРВ видимого и ближнего ИК-диапазонов	48
<i>Липатов А. Н., Линкин В. М., Макаров В. С., Захаркин Г. В., Хлюстова Л. И., Экономов А. П., Андреев О. Н., Антоненко С. А.</i> Камера-спектрометр для исследований минералогического состава грунта	48
<i>Кузин С. В., Ульянов А. С., Шестов С. В., Богачев С. А.</i> Наблюдение космических объектов с помощью оптических датчиков в экспериментах СПИРИТ/КОРОНАС-Ф и ТЕСИС/КОРОНАС-Фотон	49
Названия институтов	51