

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

СОДЕРЖАНИЕ

| | | |
|------------------------------------|--|-----------|
| секция 1 | | |
| ПРИБОРЫ ЗВЕЗДНОЙ ОРИЕНТАЦИИ | | 5 |
| 1-1 | <i>Р.В. Бессонов, Н.Н. Брысин, А.А. Кобелева, А.Н. Куркина, Я.Д. Эльяшев</i> ЛЕТНАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ ПРИБОРОВ БОКЗ В ЖЕСТКИХ РАДИАЦИОННЫХ УСЛОВИЯХ | 6 |
| 1-2 | <i>Г.А. Аванесов, Р.В. Бессонов, А.Н. Куркина</i> ТЕХНОЛОГИЯ НАЗЕМНОЙ ОБРАБОТКИ ДАННЫХ О КООРДИНАТАХ ЗВЕЗД В ЦЕЛЯХ ПОВЫШЕНИЯ ТОЧНОСТИ ГЕОПРИВЯЗКИ СНИМКОВ ЗЕМЛИ ИЗ КОСМОСА | 7 |
| 1-3 | <i>Г.А. Аванесов, Р.В. Бессонов, А.Н. Куркина</i> ИССЛЕДОВАНИЕ ПОГРЕШНОСТЕЙ ЗВЕЗДНОГО ДАТЧИКА НА ОСНОВЕ ДАННЫХ ЛЕТНОГО ЭКСПЕРИМЕНТА | 8 |
| 1-4 | <i>А.А. Арефинкин, В.В. Виленский, С.В. Воронков, С.Э. Зайцев, Л.Г. Король, А.Н. Куркина, Л.И. Нехамкин, А.В. Никитин, Р.О. Русаков, В.С. Рябиков, Н.И. Снеткова, В.Г. Собчук, Н.А. Строилов, В.А. Шамис</i> МЕТОДЫ ПОВЫШЕНИЯ ТОЧНОСТИ СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ С КОНТУРОМ АСТРОКОРРЕКЦИИ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ | 9 |
| 1-5 | <i>Г.А. Аванесов, Р.В. Бессонов, О.В. Филиппова, Я.Д. Эльяшев</i> ОСОБЕННОСТИ ИЗМЕРЕНИЯ КООРДИНАТ ЗВЕЗД ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫМИ ПРИБОРАМИ С РАЗЛИЧНЫМИ УГЛОВЫМИ РАЗРЕШЕНИЯМИ | 10 |
| 1-6 | <i>Г.А. Аванесов, О.В. Филиппова, В.А. Шамис, Я.Д. Эльяшев</i> АДАПТАЦИЯ ЗВЕЗДНЫХ КАТАЛОГОВ К УСЛОВИЯМ ИХ ПРИМЕНЕНИЯ В ЗВЕЗДНЫХ ДАТЧИКАХ ОРИЕНТАЦИИ | 11 |
| 1-7 | <i>М.К. Абубекеров, А.А. Байгуттуев, А.В. Бирюков, А.И. Захаров, А.О. Жуков, Н.Л. Крусанова, А.В. Миронов, В.Г. Мошкалева, С.А. Потанин, М.Е. Прохоров, О.Ю. Стекольников, М.С. Тучин</i> КОСМИЧЕСКИЙ ЭКСПЕРИМЕНТ «ПИРА-Б» КАК ИСТОЧНИК ВЫСОКОТОЧНОЙ ФОТОМЕТРИИ ЗВЕЗД | 12 |
| 1-8 | <i>Г.А. Аванесов, Р.В. Бессонов, П.С. Сметанин</i> РАЗВИТИЕ АЛГОРИТМОВ ФИЛЬТРАЦИИ ПЕРВИЧНЫХ ДАННЫХ В ЗВЕЗДНОМ ДАТЧИКЕ ОРИЕНТАЦИИ | 13 |
| 1-9 | <i>Р.В. Бессонов, А.Н. Куркина, Н.А. Строилов, Б.А. Юматов</i> ПРОГРАММНЫЕ СРЕДСТВА ОБРАБОТКИ И ХРАНЕНИЯ ИНФОРМАЦИИ С ПРИБОРОВ ЗВЕЗДНОЙ ОРИЕНТАЦИИ | 14 |
| 1-10 | <i>М.Л. Беличенко, Р.В. Бессонов, А.Н. Куркина, Б.А. Юматов</i> МЕТОДИКА ВЕРИФИКАЦИИ ПРОГРАММНО-МАТЕМАТИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПРИБОРОВ ЗВЕЗДНОЙ ОРИЕНТАЦИИ | 15 |

| | | |
|------|--|----|
| 1-11 | <i>В.О. Князев, Ю.В. Озеров, А.В. Тимохин, А.М. Щекин</i> РАЗВИТИЕ АЛГОРИТМОВ ПРИБОРОВ ОРИЕНТАЦИИ ПО ЗВЕЗДАМ В УСЛОВИЯХ ОГРАНИЧЕННЫХ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫХ РЕСУРСОВ | 16 |
| 1-12 | <i>Р.В. Бессонов, Е.С. Караваева</i> ОСНОВНЫЕ ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ АСТРОКОРРЕКТОРА ДЛЯ ВНУТРИАТМОСФЕРНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ | 17 |
| 1-13 | <i>А.И. Захаров, М.Е. Прохоров</i> ЗВЕЗДНЫЙ ДАТЧИК ОРИЕНТАЦИИ С АВТОНОМНОЙ КОРРЕКЦИЕЙ АБЕРРАЦИИ СВЕТА | 18 |
| 1-14 | <i>В.И. Федосеев</i> ВОЗМОЖНОСТЬ ВЛИЯНИЯ ПОСТОРОННИХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА РАБОТУ ПРИБОРОВ ЗВЕЗДНОЙ ОРИЕНТАЦИИ | 19 |
| 1-15 | <i>В.В. Барке, А.А. Венкстерн, А.И. Захаров, В.А. Котцов</i> СПОСОБ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ЗВЕЗДНОЙ ОРИЕНТАЦИИ, НЕ ТРЕБУЮЩИЙ ПЕРЕБОРА БОРТОВОГО КАТАЛОГА. | 20 |
| 1-16 | <i>А.В. Бирюков, М.Е. Прохоров</i> БАЙЕСОВСКИЙ ПОДХОД К СОВМЕСТНОЙ ОБРАБОТКЕ ДАННЫХ В ЗВЕЗДНОМ ДАТЧИКЕ С НЕСКОЛЬКИМИ ОПТИЧЕСКИМИ ГОЛОВКАМИ | 21 |
| 1-17 | <i>А.И. Гладышев, А.О. Жуков, А.И. Захаров, И.В. Кузнецова, М.Е. Прохоров</i> О ВОЗМОЖНОСТИ АВТОНОМНОГО ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРБИТЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА. | 22 |

секция 2

НАЗЕМНАЯ ОТРАБОТКА И СТЕНДОВО-ИСПЫТАТЕЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

| | | |
|-----|--|----|
| 2-1 | <i>Е.В. Белинская, Р.В. Бессонов, Н.Н. Брысин, С.В. Воронков, Н.А. Строилов, Я.Д. Эльяшев</i> ТЕХНОЛОГИЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ПРИБОРОВ ЗВЕЗДНОЙ ОРИЕНТАЦИИ | 24 |
| 2-2 | <i>Е.А. Базина, Р.В. Бессонов, Н.Н. Брысин, А.В. Никитин, Н.А. Сливко, Н.А. Строилов, Б.А. Юматов</i> МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ СТЕНДА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ ВНУТРЕННЕГО ОРИЕНТИРОВАНИЯ | 25 |
| 2-3 | <i>Р.В. Бессонов, Н.Н. Брысин, Н.А. Строилов, А.А. Форш</i> ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ПОГРЕШНОСТИ, ВОЗНИКАЮЩЕЙ ПРИ ПРОСТРАНСТВЕННОЙ ДИСКРЕТИЗАЦИИ ИЗОБРАЖЕНИЯ ЗВЕЗДЫ В ЗВЕЗДНОМ ДАТЧИКЕ | 26 |
| 2-4 | <i>В.А. Немальцына, А.М. Щекин</i> ОБЪЕКТИВНЫЙ МЕТОД КОНТРОЛЯ ФОРМЫ ИЗОБРАЖЕНИЯ ПРИ ВЗАИМНОЙ ВЫСТАВКЕ СВЕТОСИЛЬНОГО ОБЪЕКТИВА СО СРЕДНИМ УГЛОВЫМ ПОЛЕМ И МАТРИЧНОГО ПРИЕМНИКА ИЗЛУЧЕНИЯ НА ПРИМЕРЕ ЗВЕЗДНОГО ПРИБОРА ТОЧНОГО КЛАССА 361К | 27 |
| 2-5 | <i>Д.С. Завгородний, Г.С. Полищук, И.Е. Романов, М.Н. Сокольский, В.П. Трегуб</i> ИЗМЕРЕНИЕ КОЭФФИЦИЕНТА ПЕРЕДАЧИ МОДУЛЯЦИИ ОБЪЕКТИВОВ КОСМИЧЕСКИХ ТЕЛЕСКОПОВ | 28 |
| 2-6 | <i>Г.А. Аванесов, Р.В. Бессонов, А.С. Квашнин, В.Е. Шевелев</i> ИССЛЕДОВАНИЕ ПОГРЕШНОСТЕЙ ЗВЕЗДНЫХ ДАТЧИКОВ, ВЫЗВАННЫХ ТЕРМОУПРУГИМИ ДЕФОРМАЦИЯМИ. | 29 |

| | | |
|------|---|----|
| 2-7 | <i>В.О. Князев, Ю.Ю. Мальков</i> ОСНОВНЫЕ ПРОБЛЕМЫ И МЕТОДЫ ИХ РЕШЕНИЯ ПРИ КОНСТРУИРОВАНИИ ПРИБОРОВ ОРИЕНТАЦИИ ПО ЗВЕЗДАМ С УЧЕТОМ СОВРЕМЕННЫХ МАТЕРИАЛОВ И ТЕХНОЛОГИЙ | 30 |
| 2-8 | <i>Д.В. Болтунов, М.А. Подкопаев, А.А. Пухов</i> ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ОГРАНИЧЕНИЯ СБОРКИ ОПТОЭЛЕКТРОННЫХ МОДУЛЕЙ ДЛЯ ДАТЧИКОВ ЗВЕЗДНОЙ ОРИЕНТАЦИИ | 31 |
| 2-9 | <i>Д.В. Козлов</i> ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ВОЗМОЖНОСТИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ЧУВСТВИТЕЛЬНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ ВЫСОКОТОЧНЫХ СИСТЕМ ОРИЕНТАЦИИ | 32 |
| 2-10 | <i>А.Ю. Кошелев, Н.В. Рябогин, Е.Б. Яшина</i> МЕТОДИКА ОТРАБОТКИ СИСТЕМЫ ВИЗУАЛЬНОЙ НАВИГАЦИИ И ДЕТЕКТИРОВАНИЯ УГРОЗ, РАЗРАБАТЫВАЕМОЙ НА БАЗЕ УНИФИЦИРОВАННЫХ ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ МОДУЛЕЙ | 33 |
| 2-11 | <i>Н.Н. Брысин, К.П. Любченко, В.М. Муравьев, С.Н. Ромашин, А.П. Санкова, Н.А. Строилов, Р.Д. Сосин</i> ИССЛЕДОВАНИЕ ЗВЁЗДНЫХ ДАТЧИКОВ НА ЭЛЕКТРОМАГНИТНУЮ СОВМЕСТИМОСТЬ | 34 |
| 2-12 | <i>А.В. Бережков</i> ТЕХНОЛОГИИ 3D И VR КАК СРЕДСТВА ПРЕДСТАВЛЕНИЯ НАУЧНЫХ ДАННЫХ | 35 |
| 2-13 | <i>Е.В. Белинская, Р.В. Бессонов, Н.Н. Брысин, С.В. Воронков, М.И. Куделин, А.Н. Куркина, П.С. Сметанин, Р.Д. Сосин, Н.А. Строилов, В.Е. Шевелев, А.А. Фориш</i> ЗВЕЗДНЫЙ ДАТЧИК ВЫСОКОТОЧНОГО КЛАССА. РЕЗУЛЬТАТЫ НАЗЕМНОЙ ОТРАБОТКИ | 36 |
| 2-14 | <i>Р.В. Бессонов, А.А. Кобелева, М.И. Куделин, Я.Д. Эльяшеев</i> СРАВНЕНИЕ СТРУКТУРНЫХ ЭФФЕКТОВ В КМОП И ПЗС МАТРИЦАХ | 38 |
| 2-15 | <i>М.К. Абубекеров, А.В. Бирюков, А.И. Захаров, П.В. Кортунов, Н.Л. Крусанова, В.Г. Мошкалев, С.А. Потанин, М.Е. Прохоров, О.Ю. Стекольников, М.С. Тучин</i> РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ МАЛОГАБАРИТНОГО ДАТЧИКА ЗВЕЗДНОЙ ОРИЕНТАЦИИ ДЛЯ НАНОСПУТНИКОВ | 39 |
| 2-16 | <i>А.А. Арефинкин, В.В. Виленский, С.В. Воронков, С.Э. Зайцев, Л.Г. Король, Л.М. Морозова, Л.И. Нехамкин, А.В. Никитин, Р.О. Русаков, В.С. Рябиков, Н.А. Строилов, В.А. Шамис</i> ОТРАБОТКА КОНТУРА АСТРООРИЕНТАЦИИ СУД МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА СТЕНДЕ «КОМПЛЕКС ИМИТАЦИИ ПОЛЁТА» | 40 |
| 2-17 | <i>А.В. Бережков, Р.В. Бессонов, С.В. Воронков, А.Б. Киселев, Т.О. Козлова, А.В. Никитин, И.В. Полянский, Я.Д. Эльяшеев</i> НАЗЕМНАЯ ОТРАБОТКА ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ЛУННОГО МАНИПУЛЯТОРНОГО КОМПЛЕКСА И СЛУЖЕБНОЙ ТЕЛЕВИЗИОННОЙ СИСТЕМЫ | 41 |
| 2-18 | <i>В.А. Гришин</i> РАСЧЕТ ТОЧНОСТНЫХ И ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ВИДЕОМЕТРА | 42 |

| | |
|--|---|
| секция 3 | |
| ПРИБОРЫ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ И НАБЛЮДЕНИЯ 43 | |
| 3-1 | <i>Б.С. Жуков, С.Б. Жуков, Т.В. Кондратьева, А.В. Никитин</i> АВТОМАТИЧЕСКАЯ ПОЛЕТНАЯ ГЕОМЕТРИЧЕСКАЯ КАЛИБРОВКА МНОГОЗОНАЛЬНОЙ СПУТНИКОВОЙ СЪЕМОЧНОЙ СИСТЕМЫ КМСС-М НА КА «МЕТЕОР-М» № 2 44 |
| 3-2 | <i>Б.С. Жуков, Т.В. Кондратьева, И.В. Полянский</i> СРАВНЕНИЕ РАДИОМЕТРИЧЕСКИХ ДАННЫХ КМСС-М КА «МЕТЕОР-М» № 2 С MODIS КА «TERRA» И OLI LANDSAT-8 45 |
| 3-3 | <i>Б.С. Жуков, А.Э. Зубарев, И.Е. Надеждина, И.В. Полянский</i> ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПОКРЫТИЯ ТОПОГРАФИЧЕСКОЙ СЪЕМКИ ПОВЕРХНОСТИ ЛУНЫ В ХОДЕ МИССИИ ЛУНА-РЕСУРС-1 ОА 46 |
| 3-4 | <i>Б.С. Жуков, С.Б. Жуков, В.А. Гришин, А.Г. Тучин, В.С. Ярошевский</i> МОДЕЛИРОВАНИЕ ОПТИЧЕСКИХ НАВИГАЦИОННЫХ ИЗМЕРЕНИЙ НА ТРАЕКТОРИИ ПОДЛЕТА К РАЙОНАМ ПОСАДКИ НА ЛУНУ 47 |
| 3-5 | <i>Б.С. Жуков, С.Б. Жуков, В.А. Гришин, А.Г. Тучин, В.С. Ярошевский</i> МОДЕЛИРОВАНИЕ ОПТИЧЕСКИХ НАВИГАЦИОННЫХ ИЗМЕРЕНИЙ ПРИ ВЕРТИКАЛЬНОМ СПУСКЕ НА ПОВЕРХНОСТЬ ЛУНЫ 48 |
| 3-6 | <i>А.Ю. Кошелев, Н.В. Рябогин, Е.Б. Яшина</i> СИСТЕМА ВИЗУАЛЬНОЙ НАВИГАЦИИ И ДЕТЕКТИРОВАНИЯ УГРОЗ НА ОСНОВЕ УНИФИЦИРОВАННЫХ ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ МОДУЛЕЙ 49 |
| 3-7 | <i>Н.Ф. Абрамов, И.В. Полянский</i> ОБЕСПЕЧЕНИЕ ДИСТАНЦИОННЫХ ТЕЛЕВИЗИОННЫХ СЪЕМОК НА ПОСАДОЧНОЙ ПЛАТФОРМЕ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «ЭКЗОМАРС-2020» 50 |

1

секция

ПРИБОРЫ ЗВЕЗДНОЙ ОРИЕНТАЦИИ

ЛЕТНАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ ПРИБОРОВ БОКЗ В ЖЕСТКИХ РАДИАЦИОННЫХ УСЛОВИЯХ

Р.В. Бессонов, Н.Н. Брысин, А.А. Кобелева, А.Н. Куркина, Я.Д. Эльяшев

Федеральное государственное бюджетное учреждение науки

Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН),

Москва; besson777@gmail.com

Приборы звездной ориентации серии БОКЗ начали эксплуатироваться в системах управления КА, начиная с начала 2000-х годов. За прошедшие годы более 100 приборов прошли летную эксплуатацию, а суммарный налет в космосе превысил 2 млн. часов. На МКС приборы БОКЗ работают 18-й год с превышением заявленного ресурса. На геостационарных спутниках «Ямал-100» и «Ямал-200» приборы БОКЗ проработали в течение срока службы КА более 12 лет.

Несмотря на значительный опыт использования приборов БОКЗ, в последние несколько лет в нашей стране подход к применению звездных датчиков изменился. Побудительными причинами для этого стали несколько факторов. Во-первых, возросло доверие к звездным приборам БОКЗ, они стали основой систем управления движением, работая в непрерывном режиме. Возрос общий уровень космической техники, возросли и требования к точности измерения параметров ориентации, достижение которых всецело лежит на звездных датчиках. Во-вторых, увеличился поток телеметрических данных с КА, в том числе от приборов БОКЗ, что позволило более детально наблюдать за их работой в космосе. В-третьих, приборы БОКЗ начали эксплуатироваться на орбитах с большей радиационной нагрузкой. В результате, в конце срока активного существования КА на этих орбитах в приборах БОКЗ начали проявляться эффекты, вызванные радиационным воздействием и приводящие к неустойчивой работе приборов.

Основная причина деградации приборов БОКЗ вызвана появлением дефектных пикселей на ПЗС-матрицах вследствие структурных радиационных повреждений. В настоящий момент накоплена статистика по возникновению дефектных пикселей в ПЗС-матрицах приборов БОКЗ, эксплуатируемых на различных орбитах. Данные по темпу возникновения дефектных пикселей при летной эксплуатации полностью соответствуют радиационным расчетам и результатам наземных радиационных испытаний.

Для повышения радиационной стойкости приборов БОКЗ введены меры, связанные с повышением массовой радиационной толщины защиты ПЗС-матрицы, увеличением охлаждения кристалла ПЗС, а также изменением ПМО приборов.

ТЕХНОЛОГИЯ НАЗЕМНОЙ ОБРАБОТКИ ДАННЫХ О КООРДИНАТАХ ЗВЕЗД В ЦЕЛЯХ ПОВЫШЕНИЯ ТОЧНОСТИ ГЕОПРИВЯЗКИ СНИМКОВ ЗЕМЛИ ИЗ КОСМОСА

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

*Федеральное государственное бюджетное учреждение науки
Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН),
Москва; kurkinaan@mail.ru*

Наиболее высокие требования по точности измерений предъявляются к навигационной аппаратуре на космических аппаратах дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ). Это связано с тем, что измерительная информация о местоположении и ориентации используется не только для управления движением аппарата, но и при проведении географической привязки полученных изображений поверхности Земли.

В целях повышения точности информации об ориентации при наземной обработке на космическом аппарате «Ресурс-П» № 3 был проведен эксперимент по непрерывной передаче на Землю телеметрической информации с четырех приборов звездной ориентации серии БОКЗ-М60. В составе телеметрической информации содержатся измерения координат звезд, зафиксированные на ПЗС-матрице приборов во время их штатной работы в контуре системы управления ориентацией.

В процессе наземной обработки информации сначала проводится геометрическая калибровка параметров оптической системы приборов на основании данных, накопленных на протяжении нескольких витков орбитального движения аппарата. Технология летной калибровки позволяет учесть изменения физических характеристик прибора при переходе из атмосферы в безвоздушное космическое пространство.

На этапе географической привязки целевых видеоданных используются параметры ориентации, которые были получены при обработке координат звезд с учетом обновленных параметров оптической системы. По результатам проведенной работы величина случайной ошибки параметров ориентации была снижена в 2 раза и составила 0,8...1,0", что позволило получить точность привязки целевых видеоданных на уровне 3,5 м.

Таким образом, в экспериментальном режиме была подтверждена высокая эффективность описанной технологии и в дальнейшем ее планируется использовать на перспективных аппаратах ДЗЗ, в состав которых входят приборы серии БОКЗ.

ИССЛЕДОВАНИЕ ПОГРЕШНОСТЕЙ ЗВЕЗДНОГО ДАТЧИКА НА ОСНОВЕ ДАННЫХ ЛЕТНОГО ЭКСПЕРИМЕНТА

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

*Федеральное государственное бюджетное учреждение науки
Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН),
Москва; kurkinaan@mail.ru*

Для повышения точностных характеристик звездных датчиков необходимо понимать источники возникновения ошибок и способы их компенсации. Экспериментальные наблюдения различных видов погрешностей приборов традиционно проводятся в наземных условиях в процессе стендовых и натурных испытаний. В настоящее время на нескольких космических аппаратах обеспечивается непрерывная передача информации о координатах объектов, зарегистрированных звездными датчиками в процессе штатной работы. Летный эксперимент предоставляет колоссальный объем данных, которые используются в научных и практических целях.

Наземная обработка измерений координат звезд позволяет провести детальные исследования основных факторов, влияющих на точность определения параметров ориентации, оценить вклад каждого из них и найти способы минимизации отдельных видов искажений. В данной работе проводится анализ случайных и систематических погрешностей измерений приборов звездной ориентации, наблюдаемых в процессе летной эксплуатации:

- погрешностей прибора, вызванных шумовыми характеристиками ПЗС-матрицы;
- методической ошибки, возникающей вследствие проецирования изображения звезды на пиксельную структуру ПЗС-матрицы, в том числе для различных диапазонов яркости объектов;
- искажений, обусловленных эффектами обобщенной дисторсии и хроматизма оптической системы;
- отклонений, возникающих из-за близости помехового объекта (звезды или дефекта) к одной из визируемых звезд и т.д.

По результатам проведенных исследований выработан ряд предложений по повышению точности определения параметров ориентации за счет модификации программного-математического обеспечения звездных датчиков.

МЕТОДЫ ПОВЫШЕНИЯ ТОЧНОСТИ СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ С КОНТУРОМ АСТРОКОРРЕКЦИИ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

А.А. Арефинкин², В.В. Виленский², С.В. Воронков¹, С.Э. Зайцев², Л.Г. Король²,
А.Н. Куркина¹, Л.И. Нехамкин³, А.В. Никитин¹, Р.О. Русаков², В.С. Рябиков³,
Н.И. Снеткова¹, В.Г. Собчук¹, Н.А. Строилов¹, В.А. Шамис¹

¹ Федеральное государственное бюджетное учреждение науки Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН)

² АО «ВПК «НПО машиностроения»; otd405@vpk.npomash.ru

³ Акционерное общество «Научно-исследовательский институт электромеханики»

В ходе летно-конструкторских испытаний малого космического аппарата (МКА) проведено исследование поведения параметров его ориентации в режиме астрокоррекции, разработан алгоритм введения поправок в контур астрокоррекции для обеспечения эффективности целевого использования космического аппарата. Основой для проведения исследования стала телеметрическая информация параметров системы управления движением и оценки результатов сеансов целевого использования. Проведена статистическая обработка телеметрической информации, анализ составляющих ошибок ориентации и влияния на них характеристик датчиков первичной информации. Приведены графики телеметрической информации, демонстрирующие наличие погрешностей и результаты ввода поправок.

Получен ряд методических решений для учета и компенсации ошибок системы ориентации малого космического аппарата дистанционного зондирования Земли в режиме астроориентации. Возможность использования указанных методов в бортовом и наземном программном обеспечении подтверждена результатами летно-конструкторских испытаний.

В контуре бесплатформенной системы ориентации использовались измерения двух звездных датчиков, функционирующих последовательно в зависимости от углов засветки полей зрения приборов Солнцем и Луной. Режим астроориентации включает непосредственно сеанс астроизмерений с последующим инерциальным интервалом построения ориентации по сигналам измерителя угловой скорости.

В результате статистического анализа телеметрической информации в ходе ЛКИ были проведены следующие мероприятия по повышению введения поправок на погрешности установки звездных датчиков:

- определена минимальная продолжительность сеанса астроизмерений для периодической коррекции ориентации КА;
- подтверждены теоретически известные участки звездного неба, наиболее благоприятные для бесспорных астроизмерений ДЗ;
- подтверждена необходимость определения ориентации по сигналам двух одновременно работающих ДЗ.

Повышение точности системы ориентации путем введения поправок подтверждены результатами проведения сеансов целевого использования КА.

Рассмотрены варианты комплексирования информации с двух одновременно функционирующих звездных датчиков для исключения увеличенной погрешности определения ориентации вокруг оси визирования каждого ДЗ. Приведены результаты контрольного моделирования. Представлены предложения по реализации режима астроориентации на последующих сериях МКА.

ОСОБЕННОСТИ ИЗМЕРЕНИЯ КООРДИНАТ ЗВЕЗД ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫМИ ПРИБОРАМИ С РАЗЛИЧНЫМИ УГЛОВЫМИ РАЗРЕШЕНИЯМИ

Г.А. Аванесов, Р.В. Бессонов, О.В. Филиппова, Я.Д. Эльяшев

*Федеральное государственное бюджетное учреждение науки
Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН),
Москва; 499B@rambler.ru*

Широко распространенные в отечественной и зарубежной космической технике звездные датчики ориентации используют малогабаритную оптику, параметры которой несравнимы с параметрами астрономических инструментов, с помощью которых составляются звездные каталоги. Огромная разница в угловом разрешении тех и других приборов приводит к тому, что измеренные звездными датчиками ориентации координаты звезд зачастую отличаются от значений, указываемых в звездных каталогах. Несоответствие измеренных и каталожных значений координат звезд приводит к ошибкам вычисления параметров ориентации, заметность которых растет по мере совершенствования звездных датчиков.

Проведено экспериментальное исследование ошибок в измерениях координат звезд, вызванных различиями в угловом разрешении используемых для этой цели инструментов, а также неоднородностью звездного фона в ближайших окрестностях каталожных звезд.

Развитие космической техники в новом веке привело к значительному росту требований к точности измерения параметров углового движения КА, сопровождающемуся тенденцией к снижению массы, габаритов и энергопотребления приборов. Тогда же значительно расширились возможности для проведения наземных и космических экспериментов. Один из таких экспериментов был проведен на борту КА «Ресурс-П» № 3. Полученные на его основе результаты позволяют уверенно говорить о необходимости адаптации астрономических звездных каталогов к условиям их применения в звездных датчиках ориентации.

Таким образом, для выполнения высокоточных измерений параметров углового движения КА датчикам ориентации необходимы бортовые звездные каталоги, учитывающие угловую разрешающую способность приборов и фоновую обстановку в ближайших окрестностях каждой каталожной звезды.

АДАПТАЦИЯ ЗВЕЗДНЫХ КАТАЛОГОВ К УСЛОВИЯМ ИХ ПРИМЕНЕНИЯ В ЗВЕЗДНЫХ ДАТЧИКАХ ОРИЕНТАЦИИ

Г.А. Аванесов, О.В. Филиппова, В.А. Шамис, Я.Д. Эльяшев

*Федеральное государственное бюджетное учреждение науки
Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН),
Москва; eluashev-jak@yandex.ru*

Использование в современных звездных датчиках малогабаритной оптики, параметры которой не сравнимы с параметрами астрономических инструментов, при помощи которых составляются звездные каталоги, приводит к ошибкам в вычислении координат звезд приборами звездной ориентации. Существует несколько подходов для устранения этого эффекта. Статистический подход обладает множеством достоинств, однако не лишен и недостатков: результаты можно применять только для идентичных по параметрам приборов. Кроме того, анализ большого числа измерений показывает, что статистические данные по каждой звезде «размываются» по различным причинам как приборного происхождения, так и в результате воздействия внешних факторов. В этой работе речь пойдет о математическом методе коррекции бортовых звездных каталогов.

Метод математического проектирования предполагает замену реальной небесной сферы наиболее полным на сегодняшний день астрономическим звездным каталогом, а вместо датчика звездной ориентации используется его математическая модель. Специальное программное обеспечение позволяет смоделировать изображение небесной сферы, получаемое звездным датчиком. При этом на изображения звезд бортового каталога накладываются изображения звезд окружения, что приводит к изменению измеренных координат звезд бортового каталога. Эти изменения фиксируются программой и автоматически вносятся в бортовой каталог.

Адекватность математической модели прибора проверяется при помощи натуральных съемок моделируемым прибором. При правильном подборе параметров модели можно получить не только величины поправок, которые необходимо внести в бортовой каталог, но и множество других данных, таких как величины случайных ошибок, методические ошибки, вызванные применением различных порогов локализации и перемещением звезд по полю фотоприемника и многое другое. На основании этих данных можно составить новые бортовые каталоги, из которых будут исключены звезды с большими случайными и методическими ошибками, скорректированы координаты звезд с учетом разрешающей способности прибора и даны величины порогов локализации.

КОСМИЧЕСКИЙ ЭКСПЕРИМЕНТ «ЛИРА-Б» КАК ИСТОЧНИК ВЫСОКОТОЧНОЙ ФОТОМЕТРИИ ЗВЕЗД

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

*Государственный астрономический институт имени П.К. Штернберга
Московского государственного университета имени М.В. Ломоносова (ГАИШ),
Москва; zakh@sai.msu.ru*

Для современной звездной ориентации необходимо с высокой точностью знать координаты звезд, а в некоторых случаях (для устранения хроматических аберраций оптики, в процедурах начального отождествления и пр.) еще и фотометрические характеристики звезд (звездные величины, спектральные классы). В настоящее время мы пользуемся координатами из каталога Tycho-2, полученными в космическом эксперименте (КЭ) Hipparcos. Вероятно, в ближайшее время их заменит существенно более точный и более глубокий астрометрический каталог Gaia. А вот высокоточного каталога с фотометрией звезд в видимом диапазоне на сегодняшний день нет. Такой каталог может быть получен в результате выполнения КЭ «Лиры-Б»,

Целью космического эксперимента «Лиры-Б» является обзор всех звезд до 16^m . В результате этого эксперимента должны быть получены фотометрические данные в 10 полосах от 190 до 1000 нм с погрешностью $0,001^m$ для звезд ярче 12^m и $0,01^m$ для остальных звезд.

Для проведения этого обзора на Российский сегмент МКС предполагается установить 0,5-м телескоп, который будет вести наблюдения в сканирующем режиме. Планируемая на сегодня дата начала наблюдений – 2021 г.

РАЗВИТИЕ АЛГОРИТМОВ ФИЛЬТРАЦИИ ПЕРВИЧНЫХ ДАННЫХ В ЗВЕЗДНОМ ДАТЧИКЕ ОРИЕНТАЦИИ

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

*Федеральное государственное бюджетное учреждение науки
Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН),
Москва; guldthen@gmail.com*

Основная задача первичной фильтрации в звездном датчике (ЗД) состоит в подготовке поступающих с фотоприемного устройства (ФПУ) данных для дальнейшей обработки – сжатии и выделении полезной составляющей сигнала. Каким бы ФПУ и объективом ни обладал ЗД, число пикселей в наблюдаемой звезде не превышает 25–30. Для решения задач ориентации обычно нужно от 4 до 25 звезд. Соответственно, объем полезной информации составляет не более 1000 пикселей. Количество пикселей, полученное после обработки кадра, может заметно возрасти из-за различных неравномерностей входного сигнала – на два-три порядка. Поэтому, помимо основных функций, предварительная фильтрация должна решать задачи устранения помеховых составляющих входного сигнала - неравномерностей чувствительности ФПУ, различных видов засветок.

Приведен краткий обзор цифровых фильтров первичных данных ЗД ориентации семейства БОКЗ. Подробно рассматривается алгоритм строчной фильтрации и варианты механизма выбора порога. Приводится описание экспериментов по облучению и испытанию матрицы CMV-4000 в климатической камере с имитатором засветки. В результате ставится задача по модификации алгоритма расчёта порога для парирования избыточного количества структурных дефектов ФПУ, возникших вследствие облучения матрицы.

Описан эксперимент по моделированию и сравнению строчных фильтров с различным вариантом задания порога. Сравнивается эффективность работы строчных фильтров по количеству отфильтрованных пикселей, локализованных объектов и распознанных звезд на выходе модуля фильтрации. В заключении делается вывод о возможности парирования с помощью фильтров значительной части помех.

ПРОГРАММНЫЕ СРЕДСТВА ОБРАБОТКИ И ХРАНЕНИЯ ИНФОРМАЦИИ С ПРИБОРОВ ЗВЁЗДНОЙ ОРИЕНТАЦИИ

Р.В. Бессонов, А.Н. Куркина, Н.А. Строилов, Б.А. Юматов

*Федеральное государственное бюджетное учреждение науки
Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН),
Москва; bumatov@iki.rssi.ru*

Оценка объемов данных, поступающих со звездных датчиков, установленных на борту космического аппарата, и попытка их обработки стандартными средствами привели к выводу, что для максимально эффективного и быстрого их анализа необходимы специальные инструменты.

На одном из функционирующих в данный момент космических аппаратов установлено 4 прибора типа БОКЗ. Тактовая частота их работы составляет 4 Гц. Объем той части информации, которая генерируется прибором на каждом такте работы и затем транслируется на Землю, составляет 512 байт. Это соответствует 70 гигабайтам информации в год.

Представлены основные принципы устройства программного комплекса хранения и обработки наземной и телеметрической информации приборов звездной ориентации типа БОКЗ с точки зрения типов поступающей на хранение информации, а также структуры используемых моделей данных.

В качестве примеров практического применения рассматриваются случаи синхронизации существующего ПМО с программным комплексом и его апробация на всем объеме хранимых данных с целью поиска и устранения ошибок и оценки общей эффективности работы алгоритмов. Области применения комплекса продемонстрирована на примере анализа поведения дефектных пикселей на матрице прибора.

МЕТОДИКА ВЕРИФИКАЦИИ ПРОГРАММНО-МАТЕМАТИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПРИБОРОВ ЗВЕЗДНОЙ ОРИЕНТАЦИИ

М.Л. Беличенко, Р.В. Бессонов, А.Н. Куркина, Б.А. Юматов

*Федеральное государственное бюджетное учреждение науки
Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН),
Москва; zlata00@mail.ru*

В обновленной методике тестирования программно-математического обеспечения (ПМО) приборов звездной ориентации кроме отладки ПМО на стендах с имитацией небесной сферы предлагается дополнительное тестирование алгоритмической части ПМО с использованием ЭВМ. Для отладки ПМО предлагается использование кадров, полученных со звездных датчиков в процессе натуральных испытаний или создание модельных кадров с дополнительными условиями съемки. Благодаря переходу к моделированию кадров отмечается ряд преимуществ:

- ускорение отладки ПМО за счет исключения технических этапов, связанных с прибором звездной ориентации;
- вариация возможных условий съемки и параметров моделирования, в том числе: изменяемый приборный шум, скорость полета космического аппарата, коэффициенты пропускания, фокусировочные параметры и др.;
- возможность анализа поведения ПМО на кадрах, подверженных радиационному излучению;
- изменение логики работы прибора, например зацикливание вхождения в режим начальной или текущей ориентации на больших сериях кадров;
- разработка определенной тестовой выборки для всех версий ПМО, что позволяет обеспечить идентичность сравнений.

Представлены наиболее интересные примеры тестирования ПМО с использованием модельных кадров, а также способы оценки получаемых данных.

РАЗВИТИЕ АЛГОРИТМОВ ПРИБОРОВ ОРИЕНТАЦИИ ПО ЗВЕЗДАМ В УСЛОВИЯХ ОГРАНИЧЕННЫХ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫХ РЕСУРСОВ

В.О. Князев, Ю.В. Озеров, А.В. Тимохин А.М. Щекин

Акционерное общество «Научно-производственное предприятие «Геофизика-Космос» (АО «НПП «Геофизика-Космос»), Москва; 1102@geocos.ru

Алгоритмы и их программная реализация во многом обеспечивают основные потребительские характеристики звездных приборов (ПЗВ). Параметры, неразрывно связанные с программно-алгоритмическими решениями, – это точность, частота обновления данных, время первоначального построения ориентации, допустимые угловые скорости и многие другие. Зачастую некоторые недостатки конструкции ПЗВ можно компенсировать за счет применения более совершенных алгоритмов. Однако тенденции развития оптико-электронных приборов (и звездных датчиков в том числе) диктуют новые реалии разработки. Ужесточение требований к габаритно-массовым характеристикам, надежности, помехозащищенности и быстродействию вынуждают разработчиков искать пути оптимизации конструкции и схемотехники приборов. В числе методов такой оптимизации весьма действенными оказываются: упрощение приборного вычислителя (вплоть до полного его исключения), повышение интеграции вычислительных средств, а также перераспределение и специализация вычислительных мощностей под разные задачи обработки данных. Таким образом, одновременно требуется модернизация алгоритмического обеспечения (для повышения характеристик), адаптация к конкретным вычислительным ресурсам (как правило ограниченным), а также сохранение преемственности и задела (во избежание увеличения сроков разработки программного обеспечения прибора).

Анализируется развитие основных алгоритмов работы (обнаружение, селекция, распознавание, слежение) приборов АО «НПП «Геофизика-Космос» от ПЗВ 329К до перспективных 361К и 362К (ОКР «Астродатчик»). Показана возрастающая роль предварительной обработки изображения с точки зрения экономии вычислительных ресурсов и времени исполнения программ. Кроме того, рассматриваются дальнейшие пути развития алгоритмов и их адаптации к различным конструктивным и схемотехническим решениям.

ОСНОВНЫЕ ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ АСТРОКОРРЕКТОРА ДЛЯ ВНУТРИАТМОСФЕРНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Р.В. Бессонов, Е.С. Караваева

*Федеральное государственное бюджетное учреждение науки
Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН),
Москва; wokolajm@mail.ru*

Рассматривается концепция построения астровизирующего устройства (АВУ), предназначенного для круглосуточной астрокоррекции ошибок инерциальной системы ориентации и навигации внутриатмосферных летательных аппаратов.

Классическая оптическая система приборов звездной ориентации строится на основе фотоприемного устройства, объектива и бленды. Принцип построения АВУ заключается в обоснованном выборе оптимальных характеристик элементов оптической системы с учетом конкретных условий применения.

Основные проблемы построения АВУ связаны со следующими условиями применения: диапазон высот от 8 до 30 км над уровнем моря, высокий уровень фона при работе АВУ в дневное время суток и значительные угловые колебания носителя.

Высокий уровень фона обусловлен, прежде всего, рассеянным светом дневной атмосферы, его величина обратно пропорциональна высоте над уровнем моря. Отношение полезного сигнала от звезды к уровню фона характеризует помехозащищенность алгоритма определения ориентации. Путем фотометрических расчетов доказана взаимосвязь между помехозащищенностью алгоритма, габаритами оптической системы и высотой применения. Проведен расчет минимально допустимого размера бленды для разных вариантов компоновки оптической системы АВУ.

Выявлено, что потеря точности определения параметров ориентации из-за влияния угловой скорости носителя также связана с угловым размером пикселя матрицы, т.е. с разрешающей способностью оптической системы. На этапе проектирования и выбора компоновки астровизирующего устройства необходимо учитывать, что увеличение максимально допустимой угловой скорости носителя в момент съемки приводит к ухудшению разрешающей способности и уменьшению габаритов оптической системы.

Проведенные расчеты и экспериментальные исследования показали, что оптимальный выбор времени экспозиции и разрешающей способности оптической системы АВУ позволяет создавать высокоточные малогабаритные астрокорректоры, адаптированные для конкретных высот применения с максимально допустимым диапазоном угловых скоростей.

ЗВЕЗДНЫЙ ДАТЧИК ОРИЕНТАЦИИ С АВТОНОМНОЙ КОРРЕКЦИЕЙ АБЕРРАЦИИ СВЕТА

А.И. Захаров, М.Е. Прохоров

*Государственный астрономический институт имени П.К. Штернберга
Московского государственного университета имени М.В.Ломоносова (ГАИШ),
Москва; mike.prokhorov@gmail.com*

Эффект абберации света состоит в том, что видимые положения звезд, наблюдаемые с борта движущегося космического аппарата (КА), смещены относительно положений этих же звезд для неподвижного наблюдателя. Звезды смещаются в направлении движения на угол, пропорциональный отношению скорости движения к скорости света v/c . Для звездных датчиков, установленных на борту КА, абберация света приводит к систематическому смещению их показаний относительно истинной ориентации.

Для околоземных КА существуют два источника этой абберации: движение вокруг Солнца и орбитальное обращение. КА вместе с Землей движется вокруг Солнца по почти круговой орбите со скоростью $v=30$ км/с. Это приводит к смещению звезд на $20''$. На низкой круговой орбите КА обращается вокруг Земли со скоростью $v=8$ км/с, в перигее высокоэллиптической орбиты скорость может доходить до $v\approx 10$ км/с, эти движения вызывают абберации величиной $5,5''$ и $7''$, соответственно. Все эти величины существенно превосходят погрешности современных звездных датчиков, следовательно, их необходимо учитывать.

Несмотря на то, что годовая абберация (из-за движения вокруг Солнца) в несколько раз больше орбитальной, учесть ее гораздо проще, поскольку обращение вокруг Солнца занимает год, то величина и направление годичной абберации меняются медленно. Величина орбитальной абберации света меньше, но она быстро меняется, оборот КА вокруг Земли на низкой орбите занимает 1,5 часа. Поэтому приходится часто уточнять скорость движения КА, в зависимости от погрешности звездного датчика эта частота может доходить до нескольких раз в минуту.

Нами предложена конструкция звездного датчика, который автономно (т.е. самостоятельно) определяет абберацию света и учитывает ее в выдаваемых данных. Одновременно этот прибор определяет вектор пространственной скорости КА, но с не очень высокой точностью, которая зависит от погрешности звездного датчика: для датчика с погрешностью $1''$ ошибка скорости составляет 1 км/с, для датчика с $0,1''$ – 100 м/с.

ВОЗМОЖНОСТЬ ВЛИЯНИЯ ПОСТОРОННИХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА РАБОТУ ПРИБОРОВ ЗВЁЗДНОЙ ОРИЕНТАЦИИ

В.И. Федосеев

*АО «Научно-производственное предприятие «Геофизика-Космос»,
Москва; Fedoseev_V@geocos.ru*

При использовании информации звёздных приборов (ПЗВ) для обеспечения постоянной ориентации космических аппаратов (КА) весьма существенно возрастают требования к этим приборам по сбоеустойчивости. В связи с этим возникает необходимость рассматривать ситуации, представляющиеся маловероятными при работе ПЗВ в режиме сеансов ориентации небольшой длительности – порядка нескольких единиц или десятков минут. К таким ситуациям можно отнести попадание в поле зрения ПЗВ, работающего в составе основного КА, другого, постороннего КА, находящегося в окрестности основного. Подобные ситуации могут возникать как несанкционированно, из-за ошибок в управлении каждым КА, так и преднамеренно при осуществлении инспекции одного КА средствами другого. Как показывает анализ, вероятность таких случаев становится ощутимой для наиболее «населённых» классов орбит – геостационарных, солнечно-синхронных.

Важными факторами, определяющими возможность помехового влияния постороннего КА на работу ПЗВ, являются наличие на постороннем КА панелей солнечных батарей, следящих за направлением на Солнце, и параметры этих панелей как оптических отражателей. Нарушение работы ПЗВ может иметь место при совпадении нескольких условий:

- КА-помеха находится в поле зрения ПЗВ или в конусе угла защиты его бленды;
- угол Солнце-КА-помеха-вход ПЗВ соответствует опасному значению;
- расстояние от КА-помехи до ПЗВ меньше критического.

Расчёты показывают, что критические расстояния могут составлять единицы и десятки километров, а опасные значения углов к Солнцу могут достигаться с определённой периодичностью.

СПОСОБ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ЗВЕЗДНОЙ ОРИЕНТАЦИИ, НЕ ТРЕБУЮЩИЙ ПЕРЕБОРА БОРТОВОГО КАТАЛОГА

В.В. Барке¹, А.А. Венкстерн¹, А.И. Захаров², В.А. Котцов¹

¹ *Федеральное государственное бюджетное учреждение науки
Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН),
Москва; tandem422t@mail.ru*

² *Государственный астрономический институт имени П.К. Штернберга
Московского государственного университета имени М.В. Ломоносова (ГАИШ),
Москва; zakh@sai.msu.ru*

Ориентация по звездам широко применяется в космической навигации. Для этого достаточно наблюдений фрагмента звездного неба с несколькими звездами. Для определения ориентации звездными датчиками используется наблюдаемое взаимное расположение звезд на небесном своде, которое неизменно. Наблюдаемое положение звезд сравнивают с данными бортового каталога. Сложность определений заключается в том, что поиск звезд по межзвездным расстояниям приводит к задаче перебора каталога. В ряде случаев это может быть критично, например на этапе начала работы звездного датчика и в случаях аварийной потери ориентации.

Разными авторами предлагались многочисленные способы повышения эффективности определений как алгоритмических, так и с использованием дополнительных параметров в описании звезд. Однако проблема перебора данных бортового каталога для поиска звезд остается.

Для её решения нами предложено формировать признаковое пространство на основе межзвездных расстояний и прямо находить в нем наблюдаемые звезды по полученным датчиком оценкам. Такое решение не требует перебора бортового каталога. Кроме того, в случае ошибок измерений звезда может быть найдена в пределах заданной области ошибок, что невозможно в случае поиска звезд перебором каталога. Было выполнено моделирование трехмерного признакового пространства на основе звезд из каталога Тихо, и произведена оценка эффективности его использования для звездной ориентации. Экспериментальная проверка показала работоспособность такого подхода.

БАЙЕСОВСКИЙ ПОДХОД К СОВМЕСТНОЙ ОБРАБОТКЕ ДАННЫХ В ЗВЕЗДНОМ ДАТЧИКЕ С НЕСКОЛЬКИМИ ОПТИЧЕСКИМИ ГОЛОВКАМИ

А.В. Бирюков^{1,2}, М.Е. Прохоров¹

¹ *Государственный астрономический институт имени П.К. Штернберга
Московского государственного университета имени М.В. Ломоносова (ГАИШ),
Москва; etan@sai.msu.ru*

² *Казанский (Приволжский) Федеральный Университет,
Казань; mike.prokhorov@gmail.com*

Многие производители датчиков звездной навигации предлагают сегодня устройства с несколькими оптическими головками. Наиболее известное подобное решение – звездный датчик «Гидра», разработанный фирмой Sodern (Франция).

«Многоголовые» звездные датчики обладают рядом неоспоримых преимуществ: большая надежность при поломках, возможность продолжать функционирование, когда часть головок засвечена Солнцем или перекрыта Землей, которые успешно используются в реальных приборах.

Рассмотрим еще одну, на наш взгляд, более важную возможность, доступную только звездным датчикам с несколькими оптическими головками. Звездный датчик имеет существенно разные погрешности по разным направлениям: с наибольшей точностью определяются координаты центра поля зрения датчика (эквивалентно – углы поворота вокруг двух осей перпендикулярных оптической оси звездного датчика), а разворот датчика вокруг оптической оси – существенно хуже. У стандартных широкопольных звездных датчиков последняя погрешность больше в 5–10 раз, у современных высокоточных – в 30–100 раз.

Показания отдельных оптических головок могут быть объединены в статистическом смысле на основании широко применяемого байесовского подхода. В этом случае данные, полученные с одной из головок, выступают в роли априорной информации для уточнения показаний другой и так далее. Такой подход позволяет увеличить эффективную точность навигационного устройства по сравнению с точностью единственного датчика и сделать разброс его погрешностей гораздо меньшим.

Рассматривается также вопрос об уточнении геометрических характеристик датчика с несколькими головками в полете непосредственно по наблюдениям звезд.

О ВОЗМОЖНОСТИ АВТОНОМНОГО ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРБИТЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

А.И. Гладышев², А.О. Жуков¹, А.И. Захаров¹, И.В. Кузнецова³, М.Е. Прохоров¹

¹ Государственный астрономический институт имени П.К.Штернберга
Московского государственного университета имени М.В.Ломоносова (ГАИШ),
Москва; mike.prokhorov@gmail.com

² ФГУП «Аналитический центр», Москва

³ Специальный учебно-научный центр Московского государственного университета
имени М.В.Ломоносова (СУНЦ МГУ), Москва

Для успешного функционирования большинству космических аппаратов (КА) необходимо знать параметры орбиты, по которой они движутся. Долгое время основным источником этих сведений были наблюдения с поверхности Земли: позиционные наблюдения в видимом диапазоне или радиолокация. Полученные параметры орбит (или основанные на них данные и команды) затем передаются на борт КА.

С ростом числа космических аппаратов нагрузка на наземный сегмент этой службы существенно возросла, для контроля орбит всех спутников необходимо вводить в строй новые телескопы и радиолокаторы. Частично эту проблему позволяют решить спутниковые системы глобального позиционирования (GPS, ГЛОНАСС и др.). Однако и использование неземных наблюдений, и прием сигналов GPS/ГЛОНАСС не делает КА автономным в плане навигации: наземные системы наблюдений могут быть перегружены, им может мешать облачность, система GPS/ГЛОНАСС может выйти из строя или на ее сигналы могут быть наведены помехи, также может быть нарушена связь с Землей. Помимо этого, радиолокацию и системы глобального позиционирования невозможно применить для межпланетных КА, даже для окололунных.

Рассматривается полностью автономный способ определения орбиты КА. Для ее получения на борту КА должен быть установлен звездный датчик и направления на объект, вокруг которого обращается КА: для околоземных спутников – датчик геовертикали, для окололунных – направления на центр Луны, для межпланетных КА – солнечный датчик. Параметры орбиты определяются по серии одновременных измерений этими двумя приборами, разнесенных по времени. Погрешность определения орбиты, в первую очередь, зависит от точности используемых датчиков.

2

секция
**НАЗЕМНАЯ ОТРАБОТКА
И СТЕНДОВО-ИСПЫТАТЕЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ**

ТЕХНОЛОГИЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ПРИБОРОВ ЗВЕЗДНОЙ ОРИЕНТАЦИИ

**Е.В. Белинская, Р.В. Бессонов, Н.Н. Брысин, С.В. Воронков,
Н.А. Строилов, Я.Д. Эльяшев**

*Федеральное государственное бюджетное учреждение науки
Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН),
Москва; EVBelinskaya@yandex.ru*

К современным приборам звездной ориентации предъявляются все более жесткие требования как по точности и надежности решения целевой задачи, так и по стойкости к внешним факторам. В связи с этим возникает необходимость усовершенствования принципов построения приборов, а также технологии их изготовления и отработки с использованием специальных средств.

Рассматривается прибор БОКЗ-МР, который предполагается изготавливать с учетом:

- максимальной независимости отработки оптической и процессорной частей прибора;
- снижения чувствительности фотоприемного узла прибора к специальным факторам космического пространства;
- снижения влияния температурных деформаций на посадочном месте прибора на оптический узел.

БОКЗ-МР представляет собой моноблок, но его конструкция позволяет применять к нему технологию сборки и отработки, используемую для приборов с многоблочным исполнением, в которых оптическая и вычислительная части выполнены в виде отдельных блоков.

Описана технология изготовления БОКЗ-МР, а также специальных наземных средств, используемых при его изготовлении, в частности, предназначенных для:

- разработки и отработки программного обеспечения БОКЗ-МР;
- проверки параметров фоточувствительной матрицы до ее монтажа на печатную плату;
- автономной настройки и проверки характеристик оптического узла без использования вычислительного модуля;
- первичной фокусировки системы «матрица-объектив»;
- проведения испытаний и определения основных параметров прибора при натуральных съемках звездного неба;
- определения параметров взаимной ориентации систем координат и элементов внутреннего ориентирования БОКЗ-МР;
- проверка программно-алгоритмического обеспечения прибора и режимов его работы.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ СТЕНДА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ ВНУТРЕННЕГО ОРИЕНТИРОВАНИЯ

**Е.А. Базина, Р.В. Бессонов, Н.Н. Брысин, А.В. Никитин,
Н.А. Сливко, Н.А. Строилов, Б.А. Юматов**

*Федеральное государственное бюджетное учреждение науки
Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН),
Москва; stroilov@iki.rssi.ru*

Стенд определения элементов внутреннего ориентирования предназначен для фотограмметрической калибровки оптических звёздных датчиков, разрабатываемых в ИКИ РАН. На стенде определяются основные параметры оптической системы: фокусное расстояние, координаты главной точки и коэффициенты полинома, описывающего дисторсию объектива. Полученные параметры записываются в прибор и используются при его штатной работе. Стенд позволяет сократить или полностью отказаться от проведения калибровок по реальному звёздному небу.

Предложена математическая модель стенда. Определены системы координат, матрицы и углы поворота. Выделены и оценены погрешности стенда: отклонения деталей и осей вращения от идеальных положений. Предложены формулы для имитации работы стенда с учётом всех погрешностей. Проведено моделирование работы стенда. Предложены методы измерения погрешностей стенда при помощи теодолитных измерений.

На базе модели разработано и отлажено программное обеспечение: программа моделирования и программа расчёта. Программа моделирования генерирует выходные данные, аналогичные реальным измерениям на стенде. Программа расчёта производит обработку измерений и вычисление искомых элементов внутреннего ориентирования и погрешностей стенда.

Для подтверждения корректности модели была проведена серия реальных измерений. Полученные параметры калибровки сравнивались между собой и с параметрами калибровки по реальному звёздному небу. Также был проведён анализ распознавания изображений звёзд с использованием стендовой калибровки. Анализ показал достоверность модели и точность стендовой калибровки на уровне калибровки по реальному звёздному небу.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ПОГРЕШНОСТИ, ВОЗНИКАЮЩЕЙ ПРИ ПРОСТРАНСТВЕННОЙ ДИСКРЕТИЗАЦИИ ИЗОБРАЖЕНИЯ ЗВЕЗДЫ В ЗВЕЗДНОМ ДАТЧИКЕ

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

*Федеральное государственное бюджетное учреждение науки
Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН),
Москва; brysin@mail.ru*

На разработанном и созданном в ИКИ РАН стенде определения элементов внутреннего ориентирования проводится экспериментальное исследование одного из типов методической ошибки звездных датчиков. Эта разновидность методической ошибки – несовпадение вычисленного энергетического центра изображения точечного источника с центром его геометрической проекции в масштабах отдельного пикселя на приемнике изображения. Данная работа является продолжением опубликованных ранее работ, в которых приводятся теоретическое описание и численное моделирование методической ошибки звездных датчиков.

Стенд способен обеспечить поворот звездного датчика с высокими точностями позиционирования и измерения углового положения. В процессе проведения измерений были выявлены особенности функционирования оборудования стенда при работе с угловыми перемещениями порядка $0,5''$, что проявлялось как наличие систематической погрешности. Для достижения требуемой точности был проведен анализ конструкции, выявлены причины появления данной систематической погрешности и отработана методика проведения измерительных операций. В результате, на стенде были проведены измерения с требуемой точностью в автоматическом режиме, без присутствия оператора в помещении, что особенно важно для высокоточных образцов звездных датчиков.

Проведенное экспериментальное исследование подтвердило наличие зависимости погрешности определения энергетического центра изображения звезды от положения относительно пикселей приемника изображения и возможность прямого измерения величины этой зависимости на созданном в ИКИ РАН стенде. Полученные параметры аппроксимированной функции для совокупности измеренных значений соответствуют ранее опубликованным теоретическим расчетам.

ОБЪЕКТИВНЫЙ МЕТОД КОНТРОЛЯ ФОРМЫ ИЗОБРАЖЕНИЯ ПРИ ВЗАИМНОЙ ВЫСТАВКЕ СВЕТОСИЛЬНОГО ОБЪЕКТИВА СО СРЕДНИМ УГЛОВЫМ ПОЛЕМ И МАТРИЧНОГО ПРИЕМНИКА ИЗЛУЧЕНИЯ НА ПРИМЕРЕ ЗВЕЗДНОГО ПРИБОРА ТОЧНОГО КЛАССА 361К

В.А. Немальцына, А.М. Щекин

*Акционерное общество «Научно-производственное предприятие
«Геофизика-Космос» (АО «НПП «Геофизика-Космос»), Москва; 1102@geocos.ru*

Форма изображения звезды, получаемого светосильным объективом ($2a/F'=1:1,6$), разработанным для прибора точного класса 361К, на краю углового поля ($\omega=10,5^\circ$) изменяется даже при небольшом наклоне матричного приемника излучения (МПИ). Это может приводить к повышенным ошибкам определения фотоцентра изображения звезды, а также требовать учета дисторсии полиномом высокой степени. Поэтому оптимальная выставка МПИ является достаточно актуальной задачей для звездного прибора точного класса. Кроме того, оптимальная юстировка позволяет сохранить приемлемое качество изображения в условиях эксплуатации при изменении температуры в заданном диапазоне, который для 361К составляет минус $30^\circ\text{C} \dots 45^\circ\text{C}$.

Анализ формы изображения звезды проводится в девяти контрольных точках, восемь из которых расположены по краям углового поля, а одна является центральной. Для каждой точки на стенде выставки МПИ производится перемещение визирной оси прибора в малой окрестности по двум осям и соответствующие измерения распределения сигналов по МПИ. Статистическая обработка формы изображения с учетом расчетной ФРТ и ее зависимости от осевого перемещения плоскости изображения позволяет за несколько итераций максимально приблизиться к оптимальному положению МПИ.

Помимо методики представлены экспериментальные результаты, полученные при юстировке на стенде выставки МПИ, а также результаты, полученные на оптико-механическом стенде для калибровки и контроля точностных характеристик. Результаты отработки методики на стендах подтверждают эффективность методики выставки МПИ. Показано, что методика позволила обеспечить требуемые точностные характеристики прибора 361К.

ИЗМЕРЕНИЕ КОЭФФИЦИЕНТА ПЕРЕДАЧИ МОДУЛЯЦИИ ОБЪЕКТИВОВ КОСМИЧЕСКИХ ТЕЛЕСКОПОВ

Д.С. Завгородний, Г.С. Полищук, И.Е. Романов, М.Н. Сокольский, В.П. Трегуб

АО ЛОМО, Санкт-Петербург; dima_ifmo@mail.ru

Рассматриваются следующие методы измерения коэффициента передачи модуляции (КПМ) $[T(\mu_k, \nu_k)]$ и концентрации энергии (η) в пикселе приемника объективов космических систем, предназначенных для ДЗЗ и ориентации космических аппаратов (звездных датчиков).

1. По измерению ФРТ и расчёту T через Фурье-преобразование.
2. По измерению ФРТ и расчёту η через расчет интегральной освещенности в пятне.
3. По измерению распределения освещенности в изображении мира единичного контраста и расчёту КПМ.

Приведены теоретические расчеты, сравнение с расчетами в программе Zemax, а также экспериментально полученные данные. Описывается стенд для контроля, включающий в себя коллиматор и видеомикроскоп, позволяющий перепроектировать изображение тест-объекта точки, полученное контролируемым объективом на КМОП-матрице с увеличением. Это необходимо для получения минимально требуемого количества пикселей для корректной работы алгоритма. При контроле по ФРТ расчёт $T(\mu_k, \nu_k)$ выполняется через двумерное дискретное преобразование Фурье (ДПФ) с использованием алгоритма быстрого преобразования Фурье (БПФ).

При контроле с помощью мира – мира устанавливалась горизонтально и вертикально, что соответствует сагиттальному и меридиональному сечениям объектива.

4. По измерению волновой аберрации W с помощью интерферометра и расчёту $T(\mu, \nu)$ с использованием стандартных программ расчёта оптических систем, например, ZEMAX. Рассмотрены достоинства и недостатки методов.

Для реализации метода требуется плоское зеркало и интерферометр, что проще вышеописанного стенда. Однако трудности математической аппроксимации волновых аберраций при наличии мелкоструктурных деформаций и хроматизма снижают точность измерения КПМ.

Описанные методы иллюстрируются на примере контроля космического телескопа для ДЗЗ производства ЛОМО.

ИССЛЕДОВАНИЕ ПОГРЕШНОСТЕЙ ЗВЕЗДНЫХ ДАТЧИКОВ, ВЫЗВАННЫХ ТЕРМОУПРУГИМИ ДЕФОРМАЦИЯМИ

Г.А. Аванесов, Р.В. Бессонов, А.С. Квашнин, В.Е. Шевелев

*Федеральное государственное бюджетное учреждение науки
Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН),
Москва; aquaservice.ru@gmail.com*

В современных космических аппаратах со съемочной аппаратурой высокого и сверхвысокого разрешения требуется точная система ориентации. Один из видов погрешностей приборов звездной ориентации вызван термоупругими деформациями. Выявление причины термоупругих деформаций связано с определением источников тепловой энергии, накапливаемой конструкцией в условиях космического пространства. Необходимо проанализировать все воздействующие на прибор факторы: влияние внутренних источников тепла, солнечное излучение и температуру посадочного места.

При наземных испытаниях исследования термоупругих деформаций сильно затруднены вследствие сложности построения стендовой базы, поэтому более достоверными являются наблюдения термоупругих деформаций приборов, выполненные в космическом пространстве. Например, связь ориентации приборов с показаниями термодатчиков, расположенных на конструкции приборов.

При проектировании звездных датчиков, анализ тепловых режимов и термоупругих деформаций целесообразно вести расчетным путем с использованием метода конечных элементов. Удобство заключается в возможности проведения множества расчетов, необходимых для поиска оптимального решения, позволяющего минимизировать термоупругие деформации прибора. Расчет проводится в три этапа. На первом этапе проводится тепловой расчет, который позволяет получить поле температур в конструкции прибора. На втором этапе по заданному полю температур проводится термоупругий расчет с целью определения напряженно-деформированного состояния и перемещения конструкции. В завершение, по величинам относительных перемещений ключевых точек конструкции модели определяются углы поворота измерительного базиса относительно прибора.

По проведенному анализу можно выработать ряд мер для построения термостабильных конструкций, таких как изменение материала конструкции приборов, увеличение теплопроводности за счет изменения его конструкции, минимизация влияния на измерительный базис. Изменение материала конструкции прибора может вестись в направлении повышения теплопроводности материала и снижения его коэффициента температурного расширения. Увеличение теплопроводности конструкции прибора необходимо осуществлять за счет уменьшения габаритов прибора, увеличения толщины стенок прибора и построения осесимметричной конструкции прибора для лучшего распределения температуры. Минимизация влияния среды эксплуатации прибора на измерительный базис позволяет снизить зависимость термоупругих деформаций от конструктивных особенностей прибора.

ОСНОВНЫЕ ПРОБЛЕМЫ И МЕТОДЫ ИХ РЕШЕНИЯ ПРИ КОНСТРУИРОВАНИИ ПРИБОРОВ ОРИЕНТАЦИИ ПО ЗВЕЗДАМ С УЧЕТОМ СОВРЕМЕННЫХ МАТЕРИАЛОВ И ТЕХНОЛОГИЙ

В.О. Князев, Ю.Ю. Мальков

*Акционерное общество «Научно-производственное предприятие
«Геофизика-Космос» (АО «НПП «Геофизика-Космос»), Москва; malkov_yu@mail.ru*

Конструктивные требования к приборам ориентации по звездам (ПЗВ) продолжают ужесточаться. По-прежнему являются актуальными: снижение габаритов, массы, универсальность применения, удобство эксплуатации, снижение стоимости и ускорение процесса изготовления-сборки, естественно, при сохранении прочностных и точностных характеристик. Реализация требований всегда является конструкторским компромиссом между обеспечением отвода тепла, защитой от радиации, прочностью, стабильностью при воздействии внешних факторов и обеспечением технологичности.

Пути решения таких задач не всегда очевидны, так как конструктивно современные приборы ориентации по звездам состоят из ряда узлов: светозащитная бленда, объектив, электронная часть (может входить в состав прибора - моноблок или выполнена отдельным блоком) и оптический элемент для привязки прибора на КА. Все перечисленные узлы также состоят из ряда элементов, для которых решение поставленной задачи также является актуальным.

Ввиду многофакторности последствий конструкторских решений преодоление одной проблемы может спровоцировать увеличение значимости другой, решение которой сведет к минимуму пользу предыдущей. Например, для решения задач сохранения прочности при снижении массы напрашивается применение равножестких корпусных материалов меньшей плотности, однако при этом будет уменьшена защита от воздействия радиации. При этом применение локальной защиты отдельных ЭРИ может ухудшить прочность печатных плат, а их ужесточение опять приведет к увеличению массы, габаритов и к усложнению конструкции с технологической точки зрения.

Предложены компромиссные методы преодоления сложностей, часто возникающих в практике конструирования. Проанализированы преимущества и недостатки выбранных решений с учетом условий эксплуатации приборов. Рассматриваются особенности применения полимерных композиционных материалов, а также аддитивных технологий. Затрагиваются вопросы упрощения процесса проектирования, изготовления и сборки перспективных ПЗВ за счет конструктивных мер, новых материалов и технологий. По мнению авторов, поднятые вопросы также могут быть актуальны и для других приборов космической отрасли.

ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ОГРАНИЧЕНИЯ СБОРКИ ОПТОЭЛЕКТРОННЫХ МОДУЛЕЙ ДЛЯ ДАТЧИКОВ ЗВЕЗДНОЙ ОРИЕНТАЦИИ

Д.В. Болтунов, М.А. Подкопаев, А.А. Пухов

Акционерное общество «Российская корпорация ракетно-космического приборостроения и информационных систем», Москва; denisboltunov@yandex.ru

Оптоэлектронные модули (ОЭМ) на основе матричных фотоприемников (ФП) применяются в датчиках звездной ориентации и других космических системах. Одной из основных технических характеристик датчика звездной ориентации, определяемых ОЭМ, является точность измерения координат звезд. Повышение точности является актуальной задачей и, в частности, достигается учетом ряда систематических погрешностей, возникающих при сборке ОЭМ и последующей юстировке датчика.

Целью работы являлось определение технологических ограничений процесса сборки ОЭМ для снижения постоянной составляющей систематической погрешности измерения координат в интересах повышения точности перспективных датчиков звездной ориентации.

Для достижения цели решены следующие задачи. Проведен анализ характеристик производственного оборудования. Разработана программа и методики контроля геометрии ОЭМ (габаритных и установочных размеров, параметров плоскостности/клиновидности рабочих поверхностей компонентов, параллельности установки компонентов). Изготовлены опытные образцы ОЭМ. Проведены исследования геометрических параметров ОЭМ.

Объектом исследования служил опытный образец ОЭМ на основе матричного фотоприемника (ФП), изготовленного по кремниевой технологии КМОП с проектной нормой 180 нм, в металлокерамическом основании корпуса из нитрида алюминия с герметичным кварцевым оптическим окном в количестве 10 шт.

Контроль геометрических параметров ОЭМ осуществлялся методом измерительной микроскопии по разработанной на основе ОСТ В 11 0349 программе и методикам.

Согласно полученным данным разработанная технология сборки ОЭМ обеспечивает непараллельность установки ФП в основание корпуса 40–80 мкм, непараллельность установки фоточувствительного поля матрицы ФП относительно внешней плоскости оптического окна 20–60 мкм (при латеральном размере матрицы ФП – 20 мм).

Полученные данные обеспечивают обоснованный подход к проектированию датчиков звездной ориентации в части определения допусков габаритных и присоединительных размеров ОЭМ, обеспечиваемых представленной технологией прецизионной сборки.

ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ВОЗМОЖНОСТИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ЧУВСТВИТЕЛЬНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ ВЫСОКОТОЧНЫХ СИСТЕМ ОРИЕНТАЦИИ

Д.В. Козлов

АО «Российские космические системы», Москва; risc3@mail.ru

В настоящее время для ориентации космических аппаратов используют в основном технические решения, основанные на звездных или инерциальных датчиках. Преимуществами инерциальных систем являются малые габариты и устойчивость функционирования в различных условиях эксплуатации (светооптические помехи, высокая скорость перемещения и др.). К недостаткам относят более низкую точность и наличие систематических погрешностей при измерении. Тем не менее, современные технологии микроэлектронного производства позволяют изготовить инерциальные устройства различных классов, в том числе и высокоточные, что позволяет применять их в качестве самостоятельных решений в малых космических аппаратах.

На примере собственных разработок показаны современные технологические возможности отечественного производства по изготовлению микромеханических инерциальных датчиков на основе кремния и кварца. Конструктивно такие датчики в общем виде состоят из основания (рамки), упругих подвесов (торсионов) и подвижных элементов. Фиксируя степень перемещения подвижного элемента, определяют заданную выходную характеристику (ускорение, угловая скорость). От точности и повторяемости геометрии чувствительного элемента во многом зависит и точность конечного прибора. Технологии микроэлектроники применительно к таким устройствам позволяют с субмикронной точностью воспроизводить однотипные компоненты, состоящие из нескольких слоёв или элементов в единой конструкции. Групповой технологический процесс с применением процессов сухого и жидкого травления, напыления и фотолитографии по рельефным поверхностям значительно снижает затраты на их изготовление, а полученные чувствительные элементы по своим массо-габаритным параметрам и выходным характеристикам находят применение в аэрокосмической отрасли.

МЕТОДИКА ОТРАБОТКИ СИСТЕМЫ ВИЗУАЛЬНОЙ НАВИГАЦИИ И ДЕТЕКТИРОВАНИЯ УГРОЗ, РАЗРАБАТЫВАЕМОЙ НА БАЗЕ УНИФИЦИРОВАННЫХ ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ МОДУЛЕЙ

А.Ю. Кошелев, Н.В. Рябогин, Е.Б. Яшина

АО «Российские Космические Системы», Москва; n.ryabogin@gmail.com

В настоящее время прорабатывается большое количество исследовательских миссий для изучения космических тел в солнечной системе с посадкой космического аппарата. В состав систем посадочного модуля должна входить система визуальной навигации и детектирования угроз (СВНДУ), предназначенная для формирования навигационной информации и выработки решения о безопасности подстилающей поверхности. В состав системы предлагается включить ТВ-камеры и лазерный дальномер. СВНДУ является сложным программно-аппаратным комплексом, который подвергается большому количеству наземных испытаний, в том числе функциональным. При разработке системы предлагается использовать унифицированные функциональные модули (УФМ) с унифицированным интерфейсом и специальным программным обеспечением (СПО). В результате функциональные испытания могут быть разделены на отработку СПО и отработку программно-аппаратного взаимодействия УФМ в составе системы.

Для отработки СПО как УФМ, так и всей СВНДУ разрабатываются специальные программно-математические моделирующие стенды, использующие программные имитаторы УФМ и математические модели смежных и внешних систем, а также внешней среды. На таких стендах в ускоренном масштабе времени проводится проверка всех реализованных функций, отрабатываются длительные испытания и нештатные ситуации и их парирование, в том числе ситуации, реализация которых технически невозможна в условиях наземных испытаний изделий.

Отработка программно-аппаратного взаимодействия и испытания, подтверждающие реализацию особо важных функций СВНДУ, осуществляются на комплексном стенде в реальном масштабе времени. При использовании в составе системы УФМ, заимствованных с предыдущих проектов, не требуется проведение повторной отработки программно-аппаратного взаимодействия.

Представленная методика функциональной отработки СВНДУ, разрабатываемой на базе УФМ, позволяет оптимизировать проведение отладки функционирования параллельно с разработкой аппаратной части изделия и сократить длительный и трудоемкий процесс испытаний на комплексном стенде в реальном масштабе времени без потери качества и эффективности.

ИССЛЕДОВАНИЕ ЗВЁЗДНЫХ ДАТЧИКОВ НА ЭЛЕКТРОМАГНИТНУЮ СОВМЕСТИМОСТЬ

**Н.Н. Брысин, К.П. Любченко, В.М. Муравьев, С.Н. Ромашин,
А.П. Санкова, Н.А. Строилов, Р.Д. Сосин**

*Федеральное государственное бюджетное учреждение науки
Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН),
Москва; kostya2154@gmail.com*

Исследуется электромагнитная совместимость (ЭМС) звёздных датчиков (ЗД), разрабатываемых в ИКИ РАН. ЗД имеют в своём составе следующие основные блоки: вторичный источник питания, плата процессора и модуль видеотракта. Каждый из этих блоков состоит из множества элементов, работающих с различной тактовой частотой и создающих электромагнитное поле в диапазоне рабочих частот.

В ходе исследования, проведено измерение индикатрисы излучения электромагнитного поля ЗД в диапазоне частот от 1 до 300 МГц. Во время измерений исследуемый ЗД и измерительная антенна были размещены в экранированной комнате. ЗД монтировался на трёхосную поворотную платформу, которая устанавливалась на диэлектрическую подложку, размещённую на столе с заземляющей плоскостью. Остальное оборудование, такое как средства измерения, управления и питания располагались в комнатах, смежных с экранированной, и не оказывали воздействия на результаты измерений.

На основании полученных результатов исследования пространственного распределения электромагнитного излучения ЗД разных типов были сделаны выводы о неравномерности излучения электромагнитного поля в зависимости угла расположения ЗД относительно измерительной антенны.

ТЕХНОЛОГИИ 3D И VR КАК СРЕДСТВА ПРЕДСТАВЛЕНИЯ НАУЧНЫХ ДАННЫХ

А.В. Бережков

*Федеральное государственное бюджетное учреждение науки
Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН),
Москва; anton.iki@mail.ru*

В современном мире внедрение технологии 3D в различных отраслях промышленности становится неотъемлемой частью процесса развития. Одной из реализаций трехмерных технологий является технология виртуальной реальности или VR. Первоначально VR активно использовалась в мире кинематографа, тренировочных и игровых симуляторов. Сейчас, по мере развития программных и аппаратных средств, она активно внедряется в разных отраслях промышленности, в том числе и в космической. Так, например, NASA использует технологию VR для подготовки астронавтов в Virtual Reality Laboratory. OCULUS RIFT активно применяется на МКС. В РКК «Энергия» в прошлом году открыт центр виртуальной реальности, который предназначен для проектирования космической техники.

Технологии 3D активно используются для визуализации снимков Земли и Марса, полученных со спутников ДЗЗ и КА научных миссий. Примером могут послужить проекты Google Earth и Mars 3D.

В рамках проекта Луна-Глоб предполагается создание виртуальной площадки места посадки КА Луна-25 с применением реальных фотографий, полученных при помощи служебной телевизионной системы СТС-Л. В сценарии работы программы предполагается возможность эмуляции лунного дня от рассвета до заката путем смены снимков, полученных с лунной станции. Пользователь также сможет осуществить небольшую виртуальную прогулку вокруг макета КА.

Для формирования 3D сцен выбрано программное средство Unity, которое позволяет с относительно небольшими затратами реализовать имитацию присутствия вблизи КА Луна-25. Для просмотра сцены может использоваться практически любой смартфон с гарнитурой VR. Загрузка проекта осуществляется с вебсайта через браузер Chrome с поддержкой WebVR.

По результатам отработки использования VR будут сформированы рекомендации по внедрению этой технологии для публикации результатов других научных миссий, таких как ЭкзоМарс, Луна-Ресурс и др.

ЗВЕЗДНЫЙ ДАТЧИК ВЫСОКОТОЧНОГО КЛАССА. РЕЗУЛЬТАТЫ НАЗЕМНОЙ ОТРАБОТКИ

**Е.В. Белинская, Р.В. Бессонов, Н.Н. Брысин,
С.В. Воронков, М.И. Куделин, А.Н. Куркина,
П.С. Сметанин, Р.Д. Сосин, Н.А. Строилов,
В.Е. Шевелев, А.А. Форш**

*Федеральное государственное бюджетное учреждение науки
Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН),
Москва; servor@nserv.iki.rssi.ru*

В рамках государственного контракта по заказу Госкорпорации «Роскосмос» российские предприятия – АО «НПП «Геофизика-Космос» и ИКИ РАН в период с 2014 по 2017 гг. выполняли опытно-конструкторскую работу «Разработка и создание технологии изготовления перспективных приборов звездной ориентации (не менее трех классов точности) для отечественных КА». В рамках указанной ОКР ИКИ РАН осуществлял разработку прибора звездной ориентации высокоточного класса (БОКЗ-ВТ), а также отработку технологии его изготовления на всех этапах жизненного цикла.

Прибор БОКЗ-ВТ представляет собой совокупность блока обработки данных (БОД) и двух оптических головок (ОГ), подключаемых к БОД межблочными кабелями по интерфейсам питания и обмена данными.

Одной из основных сложностей при реализации ОКР являлась необходимость максимального использования отечественных комплектующих, в первую очередь, электрорадиоизделий. При этом выполнение требований технического задания на прибор по точности (полная предельная погрешность определения направления оптической оси – не более 1,2", полная предельная погрешность определения разворота вокруг оптической оси – не более 20") не могло быть обеспечено с использованием только отечественных ЭРИ, в частности, по причине отсутствия в РФ необходимых фотоприемников. В результате, было принято и согласовано решение о создании оптических головок в составе БОКЗ-ВТ на базе КМОП-матрицы CMV-20000 фирмы CMOSIS, Бельгия. Для использования с указанной матрицей в АО «ЛОМО» был разработан новый светосильный объектив ОЗК-ВТ, имеющий фокусное расстояние 125 мм и относительное отверстие 1:2.

Разработка блока обработки данных из состава БОКЗ-ВТ велась по заказу ИКИ РАН в МОКБ «Марс». К БОД предъявлялись требования обеспечения синхронной работы двух оптических головок, обработки полученной от ОГ информации, проведения расчетов параметров ориентации и информационного обмена с бортовым вычислительным комплексом. Программное обеспечение БОД разрабатывалось совместно специалистами МОКБ «Марс» (общесистемное программное обеспечение) и ИКИ РАН (функциональное программное обеспечение).

В связи с тем, что разработка и изготовление оптической и вычислительной частей БОКЗ-ВТ велась на разных предприятиях, в ИКИ РАН была разработана технология независимой отработки оптических головок, включающая в себя калибровку, юстировку, проверку основных фотометрических и электрических параметров ОГ. Для этого были разработаны и созданы специальные рабочие места и стенды, на которых были проведены все необходимые автономные отработки оптических головок.

После изготовления БОД и его автономной отработки в МОКБ «Марс» были проведены комплексные испытания прибора БОКЗ-ВТ в ИКИ РАН, в ходе которых были выполнены электрические, климатические, термовакуумные, механические испытания прибора, проведены натурные съемки на небесной сфере, подтверждено соответствие характеристик прибора требованиям ТЗ.

СРАВНЕНИЕ СТРУКТУРНЫХ ЭФФЕКТОВ В КМОП И ПЗС МАТРИЦАХ

Р.В. Бессонов, А.А. Кобелева, М.И. Куделин, Я.Д. Эльяшев

*Федеральное государственное бюджетное учреждение науки
Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН),
Москва; akobeleva.ikiran@gmail.com*

В основе звездных датчиков, разрабатываемых оптико-физическим отделом ИКИ РАН, лежат фотоприемные матричные устройства, которые можно разделить на две группы по типу технологии, лежащей в их основе — это КМОП и ПЗС матрицы.

Звездные датчики функционируют в условиях космического пространства (КП), комплекующие их, соответственно, должны быть стойкими к воздействию ионизирующих излучений (ИИ), к которым относятся электроны и протоны ЕРПЗ, а так же протоны и ТЗЧ солнечных и галактических космических лучей.

Фотоприемные устройства чувствительны к воздействию ИИ КП по структурным эффектам.

ИКИ РАН совместно с АО «ЭНПО «СПЭЛС» были проведены испытания на стойкость к структурным эффектам двух типов фотоприемных устройств: CMV4000 (КМОП-матрица) и ФППЗ «Лев-4» (ПЗС-матрица).

В соответствии с ОСТ 134-1034-2012 структурные эффекты от ИИ КП моделируются потоком нейтронов. Испытания проводились на моделирующей установке № 40 АО «НИИП» до флюенса нейтронов $5 \cdot 10^{10}$ нейтрон/см².

На обеих матрицах появилось большое количество поврежденных пикселей — «горячие» пиксели с повышенным темновым током и «мигающие» пиксели, которые приводят к нестабильности темнового сигнала. Кроме того, как в CMV4000, так и в ФППЗ «Лев-4» возросло среднее значение темнового сигнала и среднеквадратичное отклонение темнового сигнала по кадру (СКО).

В ПЗС-матрице ситуация осложняется тем, что дефектный пиксель за счет переноса заряда приводит к образованию полос с повышенным значением темнового сигнала. Таким образом, в ПЗС-матрицах высока вероятность образования двух- и более пиксельных объектов.

Отжиг структурных эффектов при комнатной температуре за 16 месяцев был несущественным.

В звездных датчиках эти эффекты могут приводить к ошибкам определения ориентации, так как «горячие» и «мигающие» пиксели могут быть ошибочно распознаны как звезды и приводить к ошибкам в работе приборов и потере точности.

Дополнительные исследования матриц показали снижение влияния структурных повреждений на фотометрические характеристики матрицы при понижении температуры.

На основании испытаний для CMV4000 и ФППЗ «Лев-4» разработан алгоритм определения порога локализации звезд.

РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ МАЛОГАБАРИТНОГО ДАТЧИКА ЗВЕЗДНОЙ ОРИЕНТАЦИИ ДЛЯ НАНОСПУТНИКОВ

**М.К. Абубекеров^{1,2}, А.В. Бирюков^{1,2}, А.И. Захаров^{1,2}, П.В. Картунов¹,
Н.Л. Крусанова^{1,2}, В.Г. Мошкалев^{1,2}, С.А. Потанин^{2,3}, М.Е. Прохоров^{1,2},
О.Ю. Стекольщиков^{1,2}, М.С. Тучин^{1,2}**

¹ ООО «Азмерит», резидент Сколково, Москва; marat.abubekеров@gmail.com

² Государственный астрономический институт имени П.К. Штернберга
Московского государственного университета имени М.В.Ломоносова (ГАИШ),
Москва

³ Физический факультет Московского государственного университета
имени М.В.Ломоносова, Москва

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

Датчик для наноспутников должен иметь малые размеры, низкое потребление энергии, массу не более 200 г и, самое главное, низкую цену. Подобные разработки ведутся в Канаде, США и Германии. Разработка отечественного датчика с подобными характеристиками была анонсирована на предыдущей конференции.

В настоящее время разработаны и изготовлены образцы датчика для конструкторско-доводочных испытаний, которые успешно прошли термовакуумные и вибродинамические испытания.

Рассматриваются изменения, которые были внесены в конструкцию малогабаритного звездного датчика с момента его анонсирования, и результаты проведенных испытаний.

ОТРАБОТКА КОНТУРА АСТРООРИЕНТАЦИИ СУД МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА СТЕНДЕ «КОМПЛЕКС ИМИТАЦИИ ПОЛЁТА»

**А.А. Арефинкин², В.В. Виленский², С.В. Воронков¹, С.Э. Зайцев², Л.Г. Король²,
Л.М. Морозова³, Л.И. Нехамкин³, А.В. Никитин¹, Р.О. Русаков², В.С. Рябиков³,
Н.А. Строилов¹, В.А. Шамис¹**

¹ Федеральное государственное бюджетное учреждение науки Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН)

² АО «ВПК «НПО машиностроения»; otd405@vpk.npomash.ru

³ Акционерное общество «Научно-исследовательский институт электромеханики»

Стенд «Комплекс имитации полета» предназначен отладки специального программно-обеспечения системы управления движением (СУД) малого космического аппарата (МКА) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) при наземной отработке технологического образца МКА. Идеология работы стенда «Комплекс имитации полета» (стенд КИП) при отработке контура астроориентации заключается в следующем:

- моделировании движения ЦМ МКА и его углового движения вокруг центра масс;
- воспроизведении изображения звездного неба в поле зрения звездных датчиков, соответствующего текущему положению МКА (угловому и линейному);
- построении замкнутого контура динамики МКА с учетом характеристик измерителей угловых скоростей, исполнительных элементов системы стабилизации и возмущающих моментов, действующих на МКА.

Стенд КИП построен в модельной среде на базе персонального компьютера, реализующей интерфейс обмена данными в реальном масштабе времени идентичный бортовому – (МКО) ГОСТ 26765.52-87.

Стенд КИП стыкуется с элементами СУД технологического образца МКА ДЗЗ. При этом СУД полностью укомплектована всеми приборами и включена в бортовую схему изделия штатными интерфейсами, что обеспечивает выдачу в информационно-вычислительный комплекс МКА полного потока телеметрической информации (ТМИ), что создает на рабочем месте обработки ТМИ имитацию орбитального полета.

Уникальным элементом стенда КИП являются коллиматорные блоки имитации звездного неба (КБИЗ).

Указанные КБИЗ воспроизводят в поле зрения звездных датчиков изображение звездного неба, соответствующее движению МКА по орбите и его угловому движению вокруг центра масс. Данные на управление изображением звездного неба выдаются на КБИЗ из модельного компьютера, в котором реализована математическая модель движения МКА. Обратная связь для ввода в модельный компьютер сигналов управления исполнительными органами системы стабилизации, рассчитанными ЦВМ СУД, реализована монитором МКО.

В ходе создания стенда были проведены работы по настройке КБИЗ и подтверждению идентичности воспроизведения изображений звездного неба в полях зрения звездных датчиков реальным.

Приводятся записи ТМ-сигналов СУД, подтверждающие корректное функционирование алгоритмов астроориентации. Указанный стенд включен в технологический цикл МКА и полностью оправдал свое назначение.

НАЗЕМНАЯ ОТРАБОТКА ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ЛУННОГО МАНИПУЛЯТОРНОГО КОМПЛЕКСА И СЛУЖЕБНОЙ ТЕЛЕВИЗИОННОЙ СИСТЕМЫ

**А.В. Бережков, Р.В. Бессонов, С.В. Воронков, А.Б. Киселев,
Т.О. Козлова, А.В. Никитин, И.В. Полянский, Я.Д. Эльяшев**

*Федеральное государственное бюджетное учреждение науки
Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН),
Москва; andvnik935@yandex.ru*

На посадочном модуле космического аппарата «Луна-Глоб» размещены различные научные приборы и системы, в числе которых – лунный манипуляторный комплекс (ЛМК) и служебная телевизионная система (СТС-Л). В состав СТС-Л входят 2 посадочные стереокамеры КАМ-С, используемые для съемки лунной поверхности во время посадки на Луну; 4 обзорные камеры КАМ-О, используемые для съемки окружающего пространства как во время посадки, так и при нахождении КА на поверхности Луны; а также 2 камеры КАМ-С, предназначенные для совместной работы с ЛМК.

Перед ЛМК стоят задачи вывода грунтозаборного устройства в требуемую область, забор грунта, выгрузка набранного грунта в анализатор ЛАЗМА.

Для решения поставленных задач манипуляторному комплексу требуется поддержка системы стереозрения из состава СТС-Л. Для этого двумя КАМ-С выполняется синхронная съемка поверхности в зоне работы манипулятора с целью дальнейшей передачи полученных изображений на Землю по радиоканалу. На Земле с помощью разработанного в ИКИ РАН программного обеспечения осуществляется построение трехмерной цифровой модели рабочей зоны манипулятора для определения пространственных координат цели в системе координат ЛМК с точностью до 15 мм. Кроме того, в поле зрения камер КАМ-С находится грунтоприемное отверстие анализатора ЛАЗМА, что позволяет обеспечить наведение грунтозаборного устройства ЛМК на отверстие анализатора с ошибкой не более 4 мм.

Для отработки взаимодействия СТС-Л и ЛМК при решении задачи забора лунного грунта в ИКИ РАН создан специальный стенд, включающий в себя образец ЛМК, лабораторный макет СТС-Л, а также имитатор грунта лунной поверхности. В ходе проведения совместных работ были решены следующие основные задачи:

- определение параметров взаимного и внешнего ориентирования камер КАМ-С;
- определение взаимного положения систем координат камер и манипулятора;
- определение пространственных координат требуемого объекта в рабочей зоне манипулятора с использованием построенной трехмерной модели;
- расчет управляющих воздействий, переводящих манипулятор в требуемую точку;
- определение координат ЛАЗМА;
- расчет управляющих воздействий, переводящих манипулятор к грунтоприемнику ЛАЗМА.

При решении рассмотренных задач были разработаны алгоритмы калибровки камер и ЛМК, создано программное обеспечение, отработано совместное взаимодействие систем и подтверждена возможность осуществления забора и доставки грунта с требуемой точностью.

РАСЧЕТ ТОЧНОСТНЫХ И ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ВИДЕОМЕТРА

В.А. Гришин

*Федеральное государственное бюджетное учреждение науки
Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН),
Москва; vgrishin@iki.rssi.ru*

Для успешного выполнения ряда космических миссий большое значение имеет проведение операций стыковки и особенно для обеспечения успешного функционирования международной космической станции (МКС), поскольку необходимо систематически пополнять запасы расходных материалов, включая топливо и воду, продуктов, замену вышедших из строя приборов и блоков, доставку новых приборов, смену экипажа и т.д.

Для проведения операций по автоматической стыковке необходимо, чтобы набор датчиков информации, отвечающих за решение задачи информационного обеспечения процесса стыковки, отвечал вполне конкретным требованиям, перечисленным в ТЗ на разработку.

Для оценки достижимых точностных характеристик Видеометра был разработан специальный комплекс программ, учитывающий конфигурацию и размер стыковочных мишеней, параметры ретрорефлекторов, образующих эти мишени, параметры объективов, параметры узкополосных интерференционных фильтров, КМОП-матриц, расстояние и ракурс наблюдения мишеней и другие факторы.

Программа определяет потоки энергии, формируемые лазерными осветителями в районе расположения стыковочных мишеней, рассчитывает диаграммы обратного рассеяния каждого ретрорефлектора, а также потоки энергии, отраженной от них в районе расположения приемных камер. Оценивается максимальная величина фоновой засветки, обусловленная отраженным от экранно-вакуумной изоляции излучением Солнца.

Это позволяет оценить величину мощности, необходимую для обеспечения освещения мишеней во всем интервале дальностей, а также необходимую длительность экспозиции, которая влияет на величину «смаза» изображения, формируемого камерами в процессе угловых и линейных перемещений транспортного корабля.

В настоящее время суммарный объем разработанного программного обеспечения имеет величину порядка 5000 строк. Представлена структура программного обеспечения и результаты расчета для разных мишеней и разных вариантов построения Видеометра.

3

секция
ПРИБОРЫ ДИСТАНЦИОННОГО
ЗОНДИРОВАНИЯ И НАБЛЮДЕНИЯ

АВТОМАТИЧЕСКАЯ ПОЛЕТНАЯ ГЕОМЕТРИЧЕСКАЯ КАЛИБРОВКА МНОГОЗОНАЛЬНОЙ СПУТНИКОВОЙ СЪЕМОЧНОЙ СИСТЕМЫ КМСС-М НА КА «МЕТЕОР-М» № 2

Б.С. Жуков, С.Б. Жуков, Т.В. Кондратьева, А.В. Никитин

*Федеральное государственное бюджетное учреждение науки
Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН),
Москва; bzhukov@iki.rssi.ru*

Разработана методика и программное обеспечение автоматической полетной геометрической калибровки камер МСУ-201 и МСУ-202 комплекса многозональной спутниковой съемки КМСС-М на КА «Метеор-М» № 2. Камеры имеют разрешение около 60 м в спектральных каналах 0,535–0,575, 0,63–0,68 и 0,76–0,90 мкм. Для калибровки используется банк контрольных точек (КТ), созданный на базе изображений Sentinel с разрешением 10 м в спектральных зонах, близких к зонам камер КМСС. Приводятся результаты калибровки камер КМСС-М, проведенной по изображениям прибрежной зоны Эгейского и Черного морей, на которых было распознано 287–714 КТ в зависимости от канала и камеры. Наибольшее число КТ было распознано в канале 0,76–0,90 мкм, наименьшее – в канале 0,535–0,575 мкм. В результате определены геометрические параметры камер КМСС-М: эффективное фокусное расстояние спектральных каналов, углы ориентации внутренней системы координат каналов в приборной системе координат камеры и параметры дисторсии каналов. Остаточное среднеквадратическое отклонение КТ от калиброванной проекционной функции каналов составило 0,23–0,42 пикс.

СРАВНЕНИЕ РАДИОМЕТРИЧЕСКИХ ДАННЫХ КМСС-М КА «МЕТЕОР-М» № 2 С MODIS КА «TERRA» И OLI LANDSAT-8

Б.С. Жуков, Т.В. Кондратьева, И.В. Полянский

*Федеральное государственное бюджетное учреждение науки
Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН),
Москва; tkondratieva@iki.rssi.ru*

Приводятся результаты сравнения коэффициентов спектральной яркости (КСЯ) различных классов природных объектов, измеренных съемочными системами: КМСС-М КА «Метеор-М» № 2, MODIS КА «Terra» и OLI Landsat-8.

Комплекс многозональной спутниковой съемки (КМСС-М), работает на борту КА «Метеор-М» № 2 (был выведен на орбиту 8 июля 2014 года), входящего в состав Космического комплекса гидрометеорологического и океанографического обеспечения «Метеор-3М». КМСС-М включает в себя три камеры МСУ (многозональное сканирующее устройство), проводящие съемку поверхностей суши и акваторий в видимом и ближнем ИК диапазонах.

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

Проведен анализ КСЯ для различных классов природных объектов с одинаковыми географическими координатами и временами съемки КМСС-М, MODIS, OLI с учетом различия спектральных зон приборов. Получены выражения для пересчета коэффициентов спектральной яркости природных объектов, регистрируемых КМСС-М, MODIS и OLI.

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПОКРЫТИЯ ТОПОГРАФИЧЕСКОЙ СЪЕМКИ ПОВЕРХНОСТИ ЛУНЫ В ХОДЕ МИССИИ ЛУНА-РЕСУРС-1 ОА

Б.С. Жуков¹, А.Э. Зубарев², И.Е. Надеждина², И.В. Полянский¹

¹ *Федеральное государственное бюджетное учреждение науки
Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН),
Москва; bzhukov@iki.rssi.ru*

² *Московский государственный университет геодезии и картографии (МИИГАиК);
ivpolyan@cosmos.ru*

В рамках проведения исследований спутника Земли и окололунного космического пространства с космического аппарата «Луна-Ресурс-1 ОА» запланирован научный эксперимент по съемке поверхности Луны цифровой стереотопографической камерой ЛСТК с достаточно высоким пространственным разрешением. Камера позволяет вести перспективную кадровую съемку поверхности с последовательной стереозасечкой двумя оптическими каналами с пространственным разрешением 1,5...2,5 метра в полосе захвата около 12 км.

Одной из главных задач, которые должны быть решены при проектировании космического эксперимента, является расчет правильной орбиты, которая обеспечивает решение в условиях баллистических, энергетических, теплотехнических и фотометрических ограничений. Был проведен анализ исходных данных для различных планируемых дат пуска КА «Луна-Ресурс-1 ОА» и выработаны исходные требования к построению орбиты, обеспечивающей максимальное покрытие поверхности Луны и наилучшее разрешение. Рассчитанная на основе выданных требований околокруговая полярная орбита была промоделирована с целью анализа и наглядного представления карты покрытия и ее проблемных мест. Данные по орбите предоставлены в формате SPICE и содержат информацию о движении КА (координаты и скорость в инерционной системе координата IAU_MOON) и об ориентации камеры ЛСТК. Отдельное внимание уделено съемке территорий, предполагаемых в качестве мест посадки будущих поверхностных миссий, а также участков, по различным причинам не отснятых ранее или отснятых с недостаточным качеством

МОДЕЛИРОВАНИЕ ОПТИЧЕСКИХ НАВИГАЦИОННЫХ ИЗМЕРЕНИЙ НА ТРАЕКТОРИИ ПОДЛЕТА К РАЙОНАМ ПОСАДКИ НА ЛУНУ

Б.С. Жуков¹, С.Б. Жуков¹, В.А. Гришин¹, А.Г. Тучин², В.С. Ярошевский²

¹ Федеральное государственное бюджетное учреждение науки
Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН),
Москва; bzhukov@iki.rssi.ru

² Федеральное государственное учреждение Федеральный исследовательский
центр Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша
Российской академии наук (ИПМ РАН), Москва; tag@kiam1.rssi.ru

Автономная оптическая навигация на траекториях подлета к районам посадки будущих лунных миссий позволит значительно снизить ошибки траекторных измерений и за счет этого повысить точность вывода космического аппарата (КА) в район посадки. Проведено моделирование оптических навигационных измерений на типичной траектории подлета, на которой в процессе основного торможения КА летит вдоль поверхности Луны, снижаясь с 18 до 2 км. С этой целью моделировались изображения Луны, получаемые навигационной камерой вдоль траектории с интервалом 1 с и с разрешением, улучшающимся с 30 до 3 м. Положение КА в момент получения каждого изображения оценивалось методом абсолютной навигации по контрольным точкам, априорно привязанным в селенографической системе координат, а при их отсутствии – методом относительной навигации по картографически не привязанным ориентирам, наблюдаемым на нескольких последовательных изображениях. Показано, что при определении контрольных точек по существующей в настоящее время топографической модели Луны LOLA-256P с разрешением 118 м использование абсолютной навигации возможно до высот ~6,5 км. При этом среднеквадратическая ошибка измерений горизонтальных координат КА составляет около 20 м, а высоты – 35 м. При переходе на относительную навигацию на более низких высотах траекторные ошибки систематически возрастают до 200–300 м. Задачей миссии «Луна-26» является построение топографических моделей участков подлета к районам посадки будущих лунных миссий с разрешением ~10 м. Моделирование показало, что при определении контрольных точек по таким моделям абсолютная навигация будет применима на всей траектории подлета, среднеквадратические ошибки траекторных измерений горизонтальных координат уменьшатся до 8–9 м, а высоты – до 13 м. Ожидается, что комплексирование результатов измерений, полученных от инерциальной навигационной системы и от системы автономной оптической навигации, позволит значительно увеличить точность и надежность навигационных измерений на траектории подлета.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ОПТИЧЕСКИХ НАВИГАЦИОННЫХ ИЗМЕРЕНИЙ ПРИ ВЕРТИКАЛЬНОМ СПУСКЕ НА ПОВЕРХНОСТЬ ЛУНЫ

Б.С. Жуков¹, С.Б. Жуков¹, В.А. Гришин¹, А.Г. Тучин², В.С. Ярошевский²

¹ Федеральное государственное бюджетное учреждение науки
Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН),
Москва; bzhukov@iki.rssi.ru

² Федеральное государственное учреждение Федеральный исследовательский
центр Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша
Российской академии наук (ИПМ РАН), Москва; tag@iam1.rssi.ru

Проведено моделирование автономных оптических навигационных измерений на заключительном этапе посадки на лунную поверхность, когда после выхода в район посадки космического аппарата (КА) осуществляет вертикальный спуск с высоты ~2 км. С этой целью моделировались изображения Луны, получаемые навигационной камерой на типичной траектории вертикального спуска с интервалом 1 с, разрешение которых по мере снижения изменялось от 1 м до 2 см. Основными задачами оптической навигации на этом этапе могут быть построение карты риска и выбор по ней наиболее безопасного места посадки, а также измерения горизонтальной скорости КА. Точность измерения высоты и вертикальной скорости оптическими методами недостаточна. Для построения карты риска предлагается использовать фотометрический метод, основанный на анализе яркостной неоднородности изображения, которая связана со сложностью рельефа поверхности. Достоинствами метода являются простота, быстрота обработки изображений, возможность идентифицировать затененные участки и отсутствие существенных требований к стабилизации ориентации и скорости КА. Фотометрический метод может резервировать и дополнять карту риска, получаемую методом лидарного сканирования. Горизонтальная скорость КА оценивалась по смещению ориентиров на последовательных изображениях с использованием независимых измерений высоты, выполняемых радиовысотомером. Ошибки измерения компонент горизонтальной скорости уменьшались от ~1 м/с на высотах более 1000 м до ~10 см/с на высоте 100 м и до ~1 см/с на высотах ниже 20 м. Это позволяет использовать данный метод для резервирования доплеровских измерений горизонтальной скорости.

СИСТЕМА ВИЗУАЛЬНОЙ НАВИГАЦИИ И ДЕТЕКТИРОВАНИЯ УГРОЗ НА ОСНОВЕ УНИФИЦИРОВАННЫХ ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ МОДУЛЕЙ

А.Ю. Кошелев, Н.В. Рябогин, Е.Б. Яшина

АО «Российские Космические Системы», Москва, n.ryabogin@gmail.com

В настоящее время прорабатывается большое количество исследовательских миссий для изучения космических тел в Солнечной системе с посадкой космического аппарата. Система визуальной навигации и детектирования угроз (СВНДУ) предназначена для формирования навигационной информации и выработки решения о безопасной посадке. В состав системы входят камеры визуальной навигации и лазерные дальнометры или сканирующие дальнометрические оптические системы. При этом СВНДУ представляет собой сложный программно-аппаратного комплекс, к которому предъявляются особые требования по надежности и гарантии выполнения миссии с учетом научно-технической значимости проекта. Предлагается реализация СВНДУ с применением унифицированных функциональных модулей (УФМ) для построения прибора интеграции составных частей и взаимодействия со смежными системами.

Процесс автоматической посадки является особо ответственной динамической операцией, а отказ СВНДУ может привести к аварийной посадке или снижению точности. Предлагается применить масштабируемую модульную архитектуру блока интеграции системы, которая позволит менять состав внешних интерфейсов и глубину резервирования без модификации «ядра» системы.

Ключевой функцией в данной системе, как и в любой другой системе навигации, является вычислительная, поэтому должны быть применены следующие подходы к резервированию:

- трехгранный вычислитель с программным мажоритированием;
- возможность функционирования в двугранном режиме в случае отказа;
- автоматический контроль и реконфигурация резервов;
- применение мероприятий по определению сбоев и восстановлению областей памяти в ППЗУ и ОЗУ;
- резервирование линий информационного обмена и выдачи команд;
- возможность дистанционной корректировки кодов ПО.

Применение типовых функциональных модулей позволяет заимствовать готовые наработки по каждому модулю, производить «программную» модификацию моделирующей системы, что сокращает затраты на этапе отработки. Кроме того, снижается уровень «новизны» в системе за счет применения готовых решений.

Представленная реализация СВНДУ имеет ряд преимуществ за счет применения УФМ, что позволяет сократить сроки разработки аппаратуры и оптимизировать процесс отработки без потери функциональности и качества системы.

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ДИСТАНЦИОННЫХ ТЕЛЕВИЗИОННЫХ СЪЕМОК НА ПОСАДОЧНОЙ ПЛАТФОРМЕ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «ЭКЗОМАРС-2020»

Н.Ф. Абрамов, И.В. Полянский

*Федеральное государственное бюджетное учреждение науки
Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН),
Москва; abramov.n2@mail.ru*

В последнее десятилетие мы наблюдаем значительный рост числа программ, посвященных исследованию Марса, в том числе с помощью телевизионных съемок. В основе этих программ лежит разработка, испытания и последующий запуск к Марсу специального исследовательского оборудования, которое можно разделить по месту установки на два типа: искусственный спутник и десантный модуль. При этом десантный модуль обычно содержит марсоход (ровер). Каждый марсоход имеет свое место посадки и уникальное исследовательское оборудование. Следует особо выделить посадку марсоходов Spirit, Opportunity, Curiosity и Sojourner, которые позволили провести высококачественную съемку поверхности Марса.

Очередным шагом стала разработка космического аппарата (КА) «ЭкзоМарс-2020», состоящего из двух модулей: перелетного и десантного. Последний содержит марсоход и посадочную платформу (ПП), оснащенную телевизионной системой и приборами для всестороннего исследования Марса. Рассмотрим работу телевизионной системы посадочной платформы (ТСПП-ЭМ).

Функциональным назначением системы ТСПП-ЭМ является формирование цифровых изображений окружающей обстановки и предметов, находящихся в пределах поля зрения камер (КАМ-О/ЭМ) с сохранением полученной информации в памяти блока сбора данных (БСД/ЭМ) для передачи в блок интерфейсов и памяти (БИП) из состава комплекса научной аппаратуры (КНА-ЭМ) для последующей трансляции по радиоканалу на наземные пункты приема данных или ретрансляторы.