

РОССИЙСКАЯ АКАДЕМИЯ НАУК



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

Т Е М ы:

ПРИБОРЫ АСТРООРИЕНТАЦИИ И НАВИГАЦИИ
КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

ТЕЛЕВИЗИОННЫЕ СИСТЕМЫ ПРОЕКТА «ФОБОС-ГРУНТ»

МЕТОДЫ И СРЕДСТВА НАЗЕМНОЙ ОТРАБОТКИ
ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫХ ПРИБОРОВ

МНОГОЗОНАЛЬНЫЕ СЪЕМОЧНЫЕ СИСТЕМЫ ДЛЯ ДЗЗ

П Р О Г Р А М М А

РОССИЯ
ТАРУСА
22-25 СЕНТЯБРЯ 2008 ГОДА

Для обсуждения проблем, возникающих при разработке современных приборов ориентации и навигации, а также телевизионных систем дистанционного зондирования, ИКИ РАН проводит конференцию «Современные проблемы определения ориентации и навигации космических аппаратов».

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

Секция «Телевизионные системы проекта «Фобос-Грунт» предназначена для обсуждения вопросов, связанных с аппаратным и программным обеспечением задачи съемки Фобоса при осуществлении посадки на него.

В секцию «Многозональные съемочные системы для ДЗЗ» вошли доклады, посвященные различным аспектам создания, калибровки, наземной обработки съемочных устройств дистанционного зондирования Земли.

ПРОГРАММНЫЙ КОМИТЕТ

Р.Р. Назиров — Председатель, руководитель конференции
Г.А. Аванесов — Сопредседатель конференции

ОРГКОМИТЕТ

А.А. Фори — Председатель
М.Б. Добриян — Заместитель председателя
Е.А. Антоненко
С.В. Воронков
Л.А. Рябушева
Н.Ю. Комарова
Л.В. Албуткина

Контактные телефоны:

Воронков Сергей Владимирович

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

Антоненко Елена Александровна

+7(495) 333-42-45, antonenko@iki.rssi.ru

Комарова Наталья Юрьевна

+7(495) 333-42-56, nata.komarova@asp.iki.rssi.ru

22 СЕНТЯБРЯ, ПОНЕДЕЛЬНИК

09:30 – 13:00 Заезд, размещение в гостинице

13:00 – 14:00 Обед

14:00 – 14:20 **ОТКРЫТИЕ КОНФЕРЕНЦИИ**, вступительное слово
Р.Р. Назиров, Г.А. Аванесов, А.А. Фори

СЕКЦИЯ 1 ПРИБОРЫ АСТРООРИЕНТАЦИИ И НАВИГАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

14:20 – 14:40 Обзор звездных датчиков ориентации космических аппаратов
С.А. Дятлов (с. 10)

14:40 – 15:00 Приборы ориентации и навигации космических аппаратов. Обзор новых разработок
М.Г. Пирогов (с. 11)

15:00 – 15:20 Новые звёздные приборы
В.И. Федосеев (с. 12)

15:20 – 15:40 Особенности построения и функционирования приборов БОКЗ с встроенными датчиками угловой скорости
Р.В. Бессонов (с. 13)

15:40 – 16:00 Об информационном комплексировании приборов звёздной ориентации и гиросредств на космическом аппарате
В.И. Федосеев (с. 14)

16:00 – 16:20 Звездный датчик для целей автономной навигации в дальнем космосе
М.С. Чубей (с. 15)

16:20 – 16:40 Система датчиков гида телескопа Т-170М
С.В. Воронков (с. 16)

16:40 – 17:00 Звездный датчик для наноспутника
А.Н. Липатов (с. 17)

17:00 – 17:30 Чай, кофе

17:30 – 17:50 Компенсация «смаза» изображения в оптико-электронных датчиках с матричными фотоприемниками
В.С. Пашков (с. 18)

17:50 – 18:10 Методы высокоточной навигации и ориентации, их летная отработка и применение в терминальных инерциально-спутниковых системах управления средствами выведения и спуска с орбит
В.Д. Дишель (с. 19)

18:10 – 18:30 Измерения предельно малых ускорений на КА
А.Б. Манукин (с. 20)

19:00 Товарищеский ужин

23 СЕНТЯБРЯ, ВТОРНИК

СЕКЦИЯ 1 ПРИБОРЫ АСТРООРИЕНТАЦИИ И НАВИГАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

10:00 – 10:20 Оптико-электронные приборы для ориентации по Солнцу
Т.Ю. Дроздова (с. 21)

10:20 – 10:40 Оптический солнечный датчик. Особенности конструкции прибора и испытательного оборудования
Е.В. Зарецкая (с. 22)

ПРОГРАММА

5

10:40 – 11:00 Алгоритм программного обеспечения оптического солнечного датчика (ОСД). Использование данных ОСД в системе управления ориентацией космического аппарата (КА)
А.В. Никитин (с. 23)

11:00 – 11:20 Солнечный датчик на ПЗС-матрице без объектива
В.С. Пашков (с. 24)

11:20 – 11:40 Солнечный датчик на ПЗС-матрице
В.С. Пашков (с. 24)

11:40 – 12:00 Солнечный датчик для наноспутников
А.Н. Липатов (с. 25)

12:00 – 12:30 Чай, кофе

12:30 – 12:50 Фасеточные датчики солнечной ориентации
В.Д. Глазков (с. 26)

12:50 – 13:10 Магнитные системы ориентации и методы определения ориентации наноспутников серии ТНС-0
Н.В. Курпиянова (с. 26)

13:10 – 13:30 Оптический датчик координат для системы автоматической посадки
А.Н. Ляш (с. 27)

13:30 – 13:50 Особенности применения термопреобразователей сопротивления в системах ориентации и энергообеспечения микро-спутников
В.И. Костенко (с. 28)

13:50 – 14:10 К вопросу об использовании космических рентгеновских источников для навигации космических аппаратов (КА)
В.А. Арефьев (с. 29)

14:10 – 14:30 Результаты летных испытаний приборов ориентации по Солнцу 331К в составе КА системы «Глонасс» и «Радуга-1М»
В.И. Варламов (с. 29)

14.30 – 15.20 Обед

СЕКЦИЯ 2 ТЕЛЕВИЗИОННЫЕ СИСТЕМЫ ПРОЕКТА «ФОБОС-ГРУНТ»

15:20 – 15:40 Роль телевизионных систем в исследовании малых тел Солнечной системы с космических аппаратов
Е.Б. Краснопецева (с. 31)

15:40 – 16:00 Телевизионная система навигации и наблюдения
М.И. Куделин, А.А. Фори (с. 31)

16:00 – 16:20 Задачи, решаемые телевизионной системой навигации и наблюдения в проекте «Фобос-Грунт»
Б.С. Жуков (с. 32)

16:20 – 16:40 Формирование модельных стереоизображений Фобоса и их фотограмметрическая обработка в задачах припланетной навигации
А.В. Никитин (с. 33)

16:40 – 17:00 История и перспективы использования систем технического зрения для управления процессом посадки на планеты и малые тела Солнечной системы
Е.В. Белинская (с. 34)

17:00 – 17:30 Чай, кофе

- 17:30 – 17:50 Алгоритмы измерения высоты и компонент скорости по телевизионным изображениям при посадке на Фобос
В.А. Гришин (с. 35)
- 17:50 – 18:10 Бортовое программно-алгоритмическое обеспечение информационной поддержки посадки на Фобос
Б.С. Жуков (с. 36)
- 18:10 – 18:30 Моделирование детальных изображений поверхности Фобоса для отработки задач информационной поддержки посадки на Фобос
Б.С. Жуков (с. 37)
- 18:30 – 18:50 Телевизионные системы манипуляторного комплекса проекта «Фобос-Грунт»
О.Е. Козлов (с. 38)
- 18:50 – 19:10 Микроскоп-спектрометр проекта «Фобос-Грунт»
А.Ю. Иванов (с. 38)
- 19:30** *Ужин*

24 СЕНТЯБРЯ, СРЕДА

СЕКЦИЯ 2 ТЕЛЕВИЗИОННЫЕ СИСТЕМЫ ПРОЕКТА «ФОБОС-ГРУНТ»

- 10:00 – 10:20 Компьютерный анализ ТВ-изображений поверхности Фобоса
А.А. Новалов (с. 39)
- 10:20 – 10:40 Ориентация пылевого прибора ДИАМОНД миссии «Фобос-Грунт» во время перелета на доступных участках измерений
Г.Г. Дольников (с. 39)
- 10:40 – 11:00 Система информационного обеспечения комплекса научной аппаратуры в проекте «Фобос-Грунт»
М.И. Куделин (с. 40)

СЕКЦИЯ 3 МЕТОДЫ И СРЕДСТВА НАЗЕМНОЙ ОТРАБОТКИ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫХ ПРИБОРОВ

- 11:00 – 11:20 Система позиционирования и виброзащиты оптико-механического комплекса
А.А. Винокуров (с. 41)
- 11:20 – 11:40 Имитаторы звездного неба для наземной отработки датчиков астроориентации
С.В. Воронков (с. 42)
- 11:40 – 12:00 Стенд для наземной отработки телевизионной системы навигации и наблюдения в проекте «Фобос-Грунт» и его программно-математическое обеспечение
Е.В. Коломеец (с. 43)
- 12:00 – 12:30 Чай, кофе**
- 12:30 – 12:50 Оценка точности прибора БОКЗ-М по результатам наземных и летных испытаний. Анализ синхронной работы двух приборов
А.В. Никитин (с. 44)
- 12:50 – 13:10 Результаты отработки оптических солнечных датчиков на стенде геометрической калибровки и испытаний
Т.Ю. Дроздова (с. 45)

- 13:10 – 13:30 Методы подтверждения основных характеристик звёздных приборов КА
В.И. Федосеев (с. 45)
- 13:30 – 13:50 Результаты наземных испытаний и полетной эксплуатации ИК-приборов ориентации по Земле типа 342К
О.В. Ветров (с. 46)
- 13:50 – 14:10 Исследование смещения на ПЗС-матрице энергетического центра изображений звезд относительно геометрического центра
Т.В. Кондратьева (с. 47)
- 14:10 – 14:30 Результаты испытаний ПЗС-матриц российского и зарубежного производства на источниках заряженных частиц
С.В. Воронков (с. 48)

14.30 – 15.20 Обед

- 15.20 – 15.40 Результаты испытаний ПЗС-линеек Sony ILX 703A и ILX 751B на источниках гамма-излучения Co^{60} различной интенсивности
Т.Ю. Дроздова (с. 49)
- 15.40 – 16:00 Результаты испытаний оптического солнечного датчика на протонном ускорителе
Т.Ю. Дроздова (с. 50)
- 16:00 – 16:20 Контроль и измерения точностных параметров оптико-механических сканирующих устройств систем дистанционного зондирования Земли
П.П. Мусеев (с. 50)

СЕКЦИЯ 4 МНОГОЗОНАЛЬНЫЕ СЪЕМОЧНЫЕ СИСТЕМЫ ДЛЯ ДЗЗ

- 16:20 – 16:40 О проведенных в ИКИ аэрокосмических исследованиях Земли (Исторический экскурс)
Я.Л. Зиман (с. 52)
- 16:40 – 17:00 Комплекс многозональной спутниковой съемки на КА «Метеор-М»
И.В. Полянский (с. 53)
- 17:00 – 17:30 Чай, кофе**
- 17:30 – 17:50 Спектральная система ультрафиолетового диапазона: аппаратура и результаты дистанционных и гиперспектральных исследований на пилотируемых станциях геосистемы «атмосфера – Земля» на пилотируемых станциях
Ю.А. Пластинин (с. 54)
- 17:50 – 18:10 МСУ-200 — новая космическая многозональная камера среднего разрешения для экоприродного мониторинга
И.В. Полянский (с. 55)
- 18:10 – 18:30 Комплекс средств для координатно-временного обеспечения космического аппарата «Метеор-М» № 1
С.А. Дятлов (с. 56)

19:00 *Ужин*

25 СЕНТЯБРЯ, ЧЕТВЕРГ**СЕКЦИЯ 4 МНОГОЗОНАЛЬНЫЕ СЪЕМОЧНЫЕ СИСТЕМЫ ДЛЯ ДЗЗ**

- 10:00 – 10:20 Формирование временных диаграмм ФПЗС в оптико-электронном преобразователе
Р.С. Дюльдин (с. 57)
- 10:20 – 10:40 Модуль сжатия видеоинформации методом ДИКМ с прореживанием
А.М. Литманович (с. 58)
- 10:40 – 11:00 Формирование и передача пакетов информации по высокоскоростному каналу связи
А.С. Рахмьянов (с. 59)
- 11:00 – 11:20 Прецизионные оптико-механические сканирующие устройства системы дистанционного зондирования МСУ-ГС
П.П. Моисеев (с. 59)
- 11:20 – 11:40 Корреляционные портреты гиперспектральных данных дистанционного зондирования
В.В. Егоров (с. 60)
- 11:40 – 12:00 Синтез видеоданных многозональных съемочных систем различного пространственного разрешения
Б.С. Жуков (с. 61)
- 12:00 – 12:30 Чай, кофе**
- 12:30 – 12:50 Предварительная обработка данных комплекса многозональной спутниковой съемки (КМСС) с космического аппарата (КА) «Метеор-М»
Б.С. Жуков (с. 62)
- 12:50 – 13:10 Аппаратно-программные средства обработки приборов комплекса многозональной спутниковой съемки (КМСС)
Е.В. Коломеец (с. 63)
- 13:10 – 13:30 Радиометрическая градуировка комплекса многозональной спутниковой съемки (КМСС)
В.А. Ваваев (с. 64)
- 13:30 – 13:50 Относительная радиометрическая калибровка комплекса многозональной спутниковой съемки (КМСС)
И.В. Полянский (с. 64)
- 13:50 – 14:10 Наземная геометрическая калибровка комплекса многозональной спутниковой съемки (КМСС)
Б.С. Жуков (с. 65)
- 14:10–14:30 Воспоминания о создании и работе в ИКИ самолетной лаборатории моделирования исследований Земли из космоса (Из предыстории оптико-физического отдела)
Я.Л. Зиман (с. 65)
- 14:30 – 15:10 Итоговый круглый стол, выработка рекомендаций
- 15:10 – 15:50 Обед**
- 16:00 Отъезд

ВСЕРОССИЙСКАЯ НАУЧНО–ТЕХНИЧЕСКАЯ КОНФЕРЕНЦИЯ
**СОВРЕМЕННЫЕ ПРОБЛЕМЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ
ОРИЕНТАЦИИ И НАВИГАЦИИ
КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

Т Е М ы:

ПРИБОРЫ АСТРООРИЕНТАЦИИ И НАВИГАЦИИ
КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

ТЕЛЕВИЗИОННЫЕ СИСТЕМЫ ПРОЕКТА «ФОБОС-ГРУНТ»

МЕТОДЫ И СРЕДСТВА НАЗЕМНОЙ ОТРАБОТКИ
ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫХ ПРИБОРОВ

МНОГОЗОНАЛЬНЫЕ СЪЕМОЧНЫЕ СИСТЕМЫ ДЛЯ ДЗЗ

Т Е З И С ы

ОБЗОР ЗВЕЗДНЫХ ДАТЧИКОВ ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

С.А. Дятлов, Р.В. Бессонов

Институт космических исследований Российской академии наук, г. Москва

Широкопольные звездные датчики, использующие в качестве фото-приемника ПЗС-матрицы и определяющие ориентацию путем сравнения изображения наблюдаемого участка звездного неба с хранящимися в памяти бортового компьютера звездного каталога, начали применяться как средство измерения параметров ориентации космических аппаратов в конце 80-х гг. прошлого века. Пионером в этой области были JPL (США – 1986 г.), Officine Galeleo (Италия – 1988 г.) и ИКИ АН СССР (1989). В настоящее время в мире насчитывается более 10 производителей этих приборов, выпускающих более 30 моделей звездных приборов различного типа и назначения. В России широкопольные звездные датчики разрабатывают и производят: ИКИ РАН – с 1999 г. им были оснащены 10 КА: «Ямал100», «Ямал-200», «МКС», «БелКА», «Ресурс-ДК», 11Ф695; ОКБ «Марс» – с 2005 г. им были оснащены 2 КА: «Монитор» и «Казсат».

В отличие от приборов БОКЗ-М (ИКИ РАН), звездные датчики МОКБ «Марс» не автономны, используя для обработки данных бортовую ЭВМ (сведениями о параметрах этих датчиков ИКИ не располагает). Имеется информация о разработке широкопольных звездных приборов на предприятиях «Геофизика – Космос» и «Лэптон» (Зеленоград); данных о параметрах приборов ИКИ не имеет.

В обзоре представлены приборы производства ИКИ РАН (Россия), SODERN (Франция), Ball Aerospace (США), Galileo Avionica (Италия), Draper Laboratory (США), Goodrich (США), Jena-Ortronik (Германия), университета Дании, TERMA (международная кооперация).

Сравнение основных технических характеристик приборов БОКЗ-М, БОКЗ-М60 и БОКЗ-МФ, производимых ИКИ РАН, с их зарубежными аналогами показывает, что приборы семейства БОКЗ последних модификаций не уступают, а где-то и превосходят зарубежные аналоги.

В космическом приборостроении наблюдается тенденция к комплексированию функционально близких приборов. Так, независимо друг от друга созданы два интегрированных прибора фирмой Дрегер и ИКИ РАН, сочетающих звездный датчик ориентации и гироскоп. Эта связка удачно

взаимодополняет друг друга, увеличивая надежность выполнения прибором целевой задачи.

В настоящее время в ИКИ РАН разрабатывается интегрированный прибор, который сочетает звездный датчик ориентации, гироскоп средней точности и приемо-вычислительное устройство спутниковых навигационных систем ГЛОНАСС/GPS. Этот прибор полностью будет удовлетворять требованиям ДЗЗ по точностным параметрам.

ПРИБОРЫ ОРИЕНТАЦИИ И НАВИГАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ. ОБЗОР НОВЫХ РАЗРАБОТОК

М.Г. Пирогов, В.И. Федосеев, В.И. Варламов, Ю.В. Багдасарян
ОАО «НПП «Геофизика-Космос», г. Москва

Начиная с 2000 г. после известных трудностей 1990-х гг. в ОАО «НПП «Геофизика-Космос» интенсивно ведутся работы по созданию серии приборов ориентации и навигации КА нового поколения. Основные направления этих работ базируются прежде всего на громадном научно-техническом, конструкторском, технологическом, производственном заделе, который был создан на предприятии начиная с 1960-х гг. Этот задел включает совокупность методических подходов к разработке, имеющихся баз данных, типовых конструкторских решений, технологических процессов, технологического и испытательного оборудования, производственной базы и высококвалифицированных кадров. Указанный задел в конечном итоге является главным фактором, определяющим уровень и результаты работ.

Отличительные особенности нового поколения приборов состоят в следующем:

- широкое внедрение в приборы последних достижений микроэлектроники и вычислительной техники – микропроцессоров, других ИМС большой степени интеграции, многоэлементных приемников;
- широкое использование в приборах программных методов обработки информации;
- широкое использование как в приборах, так и в наземном испытательном оборудовании методов паспортизации параметров;
- внедрение в технологические процессы сборки всех приборов методов стабилизации конструкции как отдельных деталей и узлов, так и приборов в целом;
- внедрение в технологические процессы изготовления приборов электротермовакuumных тренировок, а также дополнительных испытаний комплектующих элементов (ДНК, РФА и пр.)

Благодаря реализации перечисленных технических решений и мероприятий приборы нового поколения в сравнении с предшествующими обладают в несколько раз лучшими показателями по таким основным характеристикам как точность, масса, срок службы.

Особенности нового поколения приборов иллюстрируются результатами работ по их созданию:

- уже разработанных, находящихся в стадии эксплуатации, летных испытаний или на завершающем этапе наземной отработки (приборы ориентации по Солнцу 331К, 333К, 334К, по Земле 324К, 343К, 336К, по звездам 329К);
- находящихся в стадии разработки (приборы ориентации по Солнцу 338К, по Земле 337К, 344К, по звездам 345К и др.)

НОВЫЕ ЗВЁЗДНЫЕ ПРИБОРЫ

В.И. Федосеев, С.А. Герасимов, В.М. Абакумов, А.Н. Исаков
ОАО «НПП «Геофизика-Космос», г. Москва

В настоящее время ОАО «НПП «Геофизика-Космос» ведёт разработку нескольких типов современных звёздных приборов для различных КА. Прибор 329К определяет углы трёхосной ориентации осей приборной системы координат, жёстко связанной с корпусом прибора, относительно геоцентрической системы координат. Разработка начата в 2003 г., в настоящее время прибор находится в завершающей фазе наземной экспериментальной отработки. Целью разработки было создание промышленного образца отечественного современного звёздного прибора с характеристиками на уровне мировых и с гарантируемым ресурсом не менее 100 000 ч. Под словосочетанием «промышленный образец» понимается собственно образец, соответствующий определённым техническим требованиям и прошедший цикл экспериментальной отработки; комплект конструкторской и технологической документации, выпущенной согласно действующим нормативным документам; необходимый для производства набор технологического и испытательного оборудования. Под словосочетанием «мировой уровень» понимается уровень характеристик промышленно выпускаемых зарубежных образцов приборов, пользующихся спросом у потребителей в начале 2000-х гг. К таковым были отнесены звёздные приборы фирмы Sodern SED-16 (год лётной квалификации 2002) и его модификация SED-26 (год лётной квалификации 2005). По основным характеристикам прибор 329К соответствует указанным двум приборам. Конструктивная и электрическая схемы таких приборов в целом являются достаточно типовыми. Отличительные технические решения в приборе 329К, создающие потенциальные возможности дальнейшего совершенствования его характеристик, следующие:

- проведение полётной калибровки измерительного тракта по специальному встроенному оптическому каналу, обеспечивающее высокую точность измерений в связанной с корпусом приборной системе координат;
- использование при программной обработке информации так называемого «метода окон», позволяющего повысить помехозащищённость прибора;
- паспортизация системы внутренних параметров прибора, влияющих на его основные характеристики, и их учёт в полёте.

Дальнейшим развитием прибора 329К является прибор 345К. Усовершенствование ведётся по следующим направлениям:

- оптимизация оптической системы с целью улучшения габаритно-массовых характеристик;
- использование вновь разрабатываемого отечественного радиационностойкого фотоприёмного устройства;
- совершенствование вычислительной системы прибора;
- расширение функциональных возможностей за счёт введения новых режимов работы.

Введение новых режимов работы достигается за счёт совершенствования программного обеспечения путём реализации таких функций как дополнительный учёт априорной информации, ВЗН (временная задержка-накопление, по западной терминологии, TDI — time delayed integration) и др. К новым режимам относятся:

- прецизионный режим;
- режим больших скоростей;
- режим комплексирования с гиросредствами КА;
- режим комплексирования с другими звёздными приборами;
- режим привязки измерений к внешней базе.

Приводятся основные характеристики новых приборов.

ОСОБЕННОСТИ ПОСТРОЕНИЯ И ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ ПРИБОРОВ БОКЗ С ВСТРОЕННЫМИ ДАТЧИКАМИ УГЛОВОЙ СКОРОСТИ

Р.В. Бессонов, С.А. Дятлов, А.Н. Куркина, В.А. Красиков, М.И. Куделин, В.Г. Собчук, А.А. Форш

Институт космических исследований Российской академии наук, г. Москва

За последнее десятилетие ИКИ РАН добился определенных успехов в разработке и создании приборов звездной ориентации. Начиная с 1999 г. разрабатываемые приборы семейства БОКЗ успешно функционируют на МКС, КА «Ямал», «Ресурс», «Космос» и др. Опыт эксплуатации приборов БОКЗ более чем на десяти различных КА показал их высокую точность, надежность и помехозащищенность. Первые звездные приборы БОКЗ создавались как астрокорректоры бортовых гироскопических устройств и не предназначались для использования в контуре прямого управления КА. Однако сложная ситуация с гироскопией и мировые тенденции использования звездной ориентации КА подтолкнули разработчиков к созданию приборов, способных обеспечить прямое управление их угловым движением.

Первым серьезным шагом в этом направлении стала реализация режима управления КА «Космос-2410», «Космос-2420» и «Ресурс-ДК», в котором приборы БОКЗ-М работали непрерывно в паре с датчиками угловой скорости (ДУС) с дрейфом 1 град/ч. По результатам успешной работы этих КА был сделан важный вывод — для управления КА дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) и получения с помощью них качественных снимков земной поверхности высокого разрешения достаточно использования непрерывно работающих приборов звездной ориентации и ДУС средней точности.

Следующим шагом в направлении создания автономных приборов, достаточных для прямого управления ориентацией КА, стало встраивание низкоточных микромеханических ДУС в состав приборов БОКЗ-МФ и БОКЗ-М60. Интеграция ДУС в состав этих звездных приборов увеличила их массу всего на 30 г, а энергопотребление — на 0,5 Вт. При этом прибор стал полностью автономным. Большую часть времени полета параметры ориентации и угловой скорости определяются по показаниям оптического канала прибора. Измеренная информация передается в БВМ и используется для непрерывной калибровки ДУС. В случаях потери работоспособности оптического канала, которые иногда происходят вследствие засветки поля зрения прибора Солнцем или превышения допустимой для него угловой скорости КА, используется поддержка с ДУС. Информация с ДУС позволяет обеспечить управление КА на коротких периодах отсутствия оптических измерений и быстро восстановить работоспособность оптического канала.

Интеграционный подход позволяет существенно улучшить такие параметры системы ориентации как масса, габариты, энергопотребление и стоимость. Так, прибор БОКЗ-МФ позволяет обеспечить прямое управление КА, обладая массой 1,5 кг. Следует заметить, что ДУС приборов БОКЗ-МФ и БОКЗ-М60 выполнены по технологии МЭМС, и, конечно, не удовлетворяют требованиям ДЗЗ высокого разрешения. Однако технология МЭМС бурно развивается и на данном этапе в ИКИ РАН ведется разработка нового поколения интегрированных приборов с ДУС, дрейф которых составляет 3 и 0,6 град/ч. Эти ДУС позволят обеспечить точность определения параметров ориентации на уровне единиц угловых секунд во всем диапазоне угловых скоростей КА. Кроме того, в этих приборах будет установлена приемно-вычислительное устройство сигналов навигационных спутников ГЛОНАСС/GPS. Таким образом, интегрированные приборы нового поколения, обладая массой до 3 кг, будут способны заменить собой весь измерительный комплекс системы управления движением КА, в том числе и КА ДЗЗ.

ОБ ИНФОРМАЦИОННОМ КОМПЛЕКСИРОВАНИИ ПРИБОРОВ ЗВЁЗДНОЙ ОРИЕНТАЦИИ И ГИРОСРЕДСТВ НА КОСМИЧЕСКОМ АППАРАТЕ

В.И. Федосеев¹, Г.П. Тумов²

¹ ОАО «НПП «Геофизика-Космос», г. Москва

² ОАО «ИСС» им. акад. М.Ф. Решетнёва, г. Железногорск

Функции приборов ориентации КА по звёздам по мере развития космической техники постоянно расширялись. Первые звёздные приборы решали задачу точной ориентации КА в течение относительно короткого времени при межпланетных полётах. В дальнейшем на КА дистанционного зондирования Земли, где требовалась точная ориентация при часто повторяющихся сеансах зондирования, звёздные приборы стали использовать для периодической астрокоррекции гиросредств, а также для решения задачи навигации. Это привело к необходимости повышения их динамических характеристик. Новые требования были предъявлены к звёздным при-

борам для работы на КА с длительным сроком активного существования в качестве датчиков в контуре управления — большой ресурс (несколько лет), повышенная помехоустойчивость по отношению к световым помехам. В настоящее время все эти требования ещё более ужесточаются — необходимо обеспечить ресурс до 10...15 лет, работать при воздействии световых помех, потоков заряженных частиц, в различных нештатных ситуациях.

Уже в 1970-х гг. для решения подобных задач использовалось информационное комплексирование звёздных приборов и других измерительных средств на КА, прежде всего гироскопических. Для обеспечения работоспособности приборов при воздействии световых помех такая схема успешно применялась на многих КА серии «Космос», находящихся на геостационарной орбите, а также на КА типа «Экспресс-А».

Известно также об использовании такого комплексирования при работе звёздных приборов, разработанных для орбитального корабля «Буран», о наработках в области комплексирования в ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс».

Несколько лет назад опубликовано предложение по включению в состав звёздного прибора гиродатчиков и о замене в системе ориентации КА таким совмещённым прибором как звёздных, так и гироскопических (так называемая концепция ISC — Inertial Stellar Compass). Сторонники этой концепции подчёркивают её достоинства, вытекающие из безусловной полезности информационного комплексирования, но оставляют за кадром такие важные вопросы как контроль характеристик подобного совмещённого прибора, их подтверждение при различного рода воздействиях, методики этих работ, необходимое оборудование, длительность технологического цикла изготовления. Для высокоточной ориентации КА с учётом его реальных характеристик (моментов инерции, нежёсткости конструкции, характеристик силовых устройств ориентации и др.) в системе ориентации необходима информация об угловой скорости колебаний осей КА с погрешностью порядка 10^{-3} град/ч. В то же время в предлагаемой концепции миниатюрные гиродатчики в исполнении МЭМС, встраивание которых в звёздный прибор более или менее можно представить, имеют на три-четыре порядка худшую погрешность. С учётом этих факторов концепция ISC на сегодняшний день и в близкой перспективе представляется оправданной лишь для тех применений, где вопросы точности, метрологической корректности, технологичности не являются первостепенными и ими можно поступиться.

ЗВЁЗДНЫЙ ДАТЧИК ДЛЯ ЦЕЛЕЙ АВТОНОМНОЙ НАВИГАЦИИ В ДАЛЬНЕМ КОСМОСЕ

М.С. Чубей, В.Н. Львов, Л.И. Ягудин

Главная (Пулковская) астрономическая обсерватория РАН, г. Пулково

Звёздный датчик разрабатывается для установки на борту космического аппарата как автономный прибор высокой степени точности, предназначенный для выполнения высокоточного определения направления на небесные объекты (за исключением направления на Солнце), относительно направлений на звезды. Планируемый уровень точности единичного

определения точности направления на навигационный объект и на звезды $\sigma = \pm(0,01\dots 0,03)$. Прибор имеет автономную монолитную двухтелескопную систему развертывания и складывания и предназначен для использования на всем интервале гелиоцентрического перехода космического аппарата к точке цели и для контроля параметров эксплуатационной орбиты космического аппарата. Прибор разворачивается по окончании стадий разгона в момент выхода на орбиту гелиоцентрического перехода. Прибор работает по «принципу створа», в котором вектор, соединяющий центр навигационного объекта с космическим аппаратом без сдвигов и поворотов, проецируется на звездный фон на пересечении вектора со звездной (или проективной) сферой.

В зависимости от предела проникновения звездный датчик может быть использован для выполнения и целевых программ проекта. Прибор имеет ПЗС-систему регистрации изображений объектов в режимах гидирования по объекту наблюдения или медленного дрейфа относительно направления на исследуемый объект, снабжен оперативной электронной памятью и соответствующими задача программным обеспечением и базой данных.

Излагается теория прибора, способы применения и результаты моделирования его работы, выполненные в рамках НИР по созданию «Межпланетной солнечной стереоскопической обсерватории».

СИСТЕМА ДАТЧИКОВ ГИДА ТЕЛЕСКОПА Т-170М

Г.А. Аванесов, С.В. Воронков, Я.Л. Зиман, В.А. Красиков, М.И. Куделин, А.А. Фори

Институт космических исследований Российской академии наук, г. Москва

К числу международных космических проектов, в которых участвует Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН), относится проект по созданию космической международной астрофизической обсерватории, предназначенной для исследования космического пространства в ультрафиолетовом диапазоне длин волн с высоким угловым разрешением. Обсерватория строится на базе космического аппарата «Спектр-УФ» с телескопом Т-170М и спектрометрами.

Решение поставленных перед обсерваторией задач возможно при условии наведения телескопа на наблюдаемый объект с высокой точностью и удержании его в заданном положении в течение достаточно длительных интервалов времени. Для этого в телескопе планируется использовать разрабатываемую в ИКИ РАН Систему датчиков гида (СДГ).

СДГ представляет собой совокупность аппаратно-программных средств, позволяющих решать задачу наведения и стабилизации телескопа путем наблюдения в видимом диапазоне за участками небесной сферы, находящимися в непосредственной близости от источника наблюдения. СДГ состоит из трех оптико-электронных модулей на базе ПЗС-матриц (датчики гида) и блока обработки данных (БОД), обеспечивающего управление режимами работы датчиков гида (ДГ), сбор информации от ДГ и выдачу в

систему управления КА данных о параметрах углового движения. Датчики гида располагаются в фокальной поверхности телескопа, оптическая система которого используется для формирования изображения звездного неба на ПЗС-матрицах. Каждый из трех датчиков гида крепится на корпусе соответствующего спектрометра в непосредственной близости от его входной щели, что позволяет обеспечить высокую стабильность положения щелей и чувствительных элементов ДГ. Датчики гида подключаются по линиям электропитания и информационного обмена к БОД, который удален от фокальной поверхности телескопа на несколько метров.

При наведении телескопа СДГ осуществляет съемку участков небесной сферы, прилегающих к объекту спектрометрирования, обработку изображения, распознавание гидирующих звезд и определение параметров углового положения телескопа. На основе полученных данных СДГ формирует информацию об отклонении соответствующей щели спектрометра и передает ее в бортовой комплекс управления (БКУ). После осуществления успешного наведения СДГ переходит в режим слежения за гидирующими звездами, выдавая с требуемой периодичностью в БКУ информацию об отклонении от заданного направления.

В настоящее время создан лабораторный макет СДГ и проведены его испытания. Запуск КА «Спектр УФ» с СДГ на борту запланирован на вторую половину 2011 г.

ЗВЕЗДНЫЙ ДАТЧИК ДЛЯ НАНОСПУТНИКА

О.Н. Андреев¹, А.Н. Липатов¹, А.Н. Ляш¹, В.С. Макаров¹, С.А. Антоненко², Г.В. Захаркин²

¹ Институт космических исследований Российской академии наук, г. Москва

² ООО «Евросервис 21 век», г. Москва

В связи с большим интересом к малым спутникам создание компактных звездных датчиков становится актуальным. Минимизация параметров по массе, потреблению и габаритам является важной задачей. Применение таких миниатюрных датчиков позволяет по-иному взглянуть на систему ориентации космического аппарата. Установка нескольких малогабаритных датчиков на космический аппарат снимает много проблем с режимом управления и увеличивает надежность всего космического аппарата. С другой стороны, применение тяжелых (до 1 кг и более) звездных датчиков для наноаппаратов вообще не приемлемо. Очевидно, что по мере совершенствования элементной базы будут создаваться все более миниатюрные приборы — и не только для системы ориентации.

В докладе представлены результаты работы по разработке и созданию миниатюрного звездного датчика. Приводятся основные характеристики и результаты наземных испытаний на штатных образцах. Приводится сравнительный анализ с уже существующими датчиками. Рассмотрены возможности дальнейшей миниатюризации прибора на стандартной современной технологии.

КОМПЕНСАЦИЯ «СМАЗА» ИЗОБРАЖЕНИЯ В ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫХ ДАТЧИКАХ С МАТРИЧНЫМИ ФОТОПРИЕМНИКАМИ

В.С. Пашков¹, М.С. Чубей²

¹ Государственная корпорация «Российская корпорация нанотехнологий», г. Москва

² Главная (Пулковская) астрономическая обсерватория РАН, г. Пулково

Рассмотрено влияние «смаза» на точность оценки координат изображений и предлагается метод обработки, устраняющий это влияние. Задача может быть сформулирована следующим образом. Положим, что нам известна функция рассеяния точки (ФРТ) объектива, например полученная при расчете оптической системы или при калибровке оптико-электронного прибора (ОЭП). Известна также топология фотоприемника с переносом заряда (ФППЗ), т. е. размеры элементов и их расположение. Начальное положение изображения известно приближенно по некоторым априорным данным. В этих условиях по полученному треку необходимо с минимально возможной погрешностью уточнить координаты изображения на момент начала экспонирования кадра (или другой момент в пределах времени регистрации кадра). Для решения поставленной задачи в работе предлагается процедура, состоящая из следующих операций:

1. Формирование эталонного трека по известному времени накопления, скорости, априорному начальному положению изображения.
2. Возврат порций «размазанного» реального сигнала в исходное (начальное) положение. Для этого, с использованием коэффициентов, полученных при формировании эталонного трека, суммируются «размазанные» сигналы с соответствующим весом.
3. Определение (вычисление) координат полученного изображения.

Очевидно, что координаты будут вычислены с некоторой погрешностью, что обусловлено погрешностями методов оценки координат, шумами, а также погрешностями установки эталонного изображения. Если полученная оценка координат существенно отличается от координат исходного положения эталонного изображения, то последнее необходимо переместить в новую точку с координатами, полученными при обработке реального изображения, и повторить всю процедуру, начиная с п. 1 до п. 3, до тех пор, пока не будет достигнута требуемая точность, т. е. пока отличие координат эталонного изображения и координат реального изображения в начальной точке будет несущественным или не превысит некоторой наперед заданной величины (например, 0,01 элемента разложения). Сходимость будет тем лучше, чем точнее эталонная ФРТ соответствует реальной и чем меньше погрешность метода оценки координат. Результаты моделирования показали, что при размещении исходного эталонного изображения с погрешностью 0,5 элемента и использовании метода оценки координат (2) достаточно трех итераций для обеспечения сходимости с погрешностью 0,05 элемента (разности в исходных координатах эталонного и «реального», т.е. смоделированного реального) изображения.

МЕТОДЫ ВЫСОКОТОЧНОЙ НАВИГАЦИИ И ОРИЕНТАЦИИ, ИХ ЛЕТНАЯ ОТРАБОТКА И ПРИМЕНЕНИЕ В ТЕРМИНАЛЬНЫХ ИНЕРЦИАЛЬНО-СПУТНИКОВЫХ СИСТЕМАХ УПРАВЛЕНИЯ СРЕДСТВАМИ ВЫВЕДЕНИЯ И СПУСКА С ОРБИТ

В.Д. Дишель

Научно-производственный центр автоматизации и приборостроения им. акад. Н.А. Пилюгина, (ФГУП «НПЦ АП»), г. Москва

Одна из наиболее насущных потребностей развития космической техники состоит в переходе от традиционных, чисто инерциальных систем навигации к интегрированным, в первую очередь, инерциально-спутниковым их разновидностям. Причем так, чтобы вырабатываемые ими выходные данные были пригодны для непосредственного формирования сигналов на исполнительные органы управления, в том числе и объектов, наиболее чувствительных к качеству навигационной информации, таких как ракеты-носители, разгонные блоки, спускаемые аппараты. Основной при этом становится проблема информационной защиты навигационной траектории, а, как следствие, и контура наведения от проникновения в них возможных ложных значений траекторных данных, связанных с локальными нарушениями и искажениями в измерениях аппаратуры спутниковой навигации (АСН).

Задача сводится к тому, как распорядиться избытком точности (сверх необходимой), возникающим с переходом на инерциально-спутниковые системы, чтобы, сохраняя присущую традиционным системам информационную надежность, сглаженность, низкий уровень шумовых составляющих выходных параметров, значительно превзойти традиционные системы по точности. Именно под таким углом зрения, а вовсе не обеспечения максимально возможной точности следует подходить к вопросам создания интегрированных систем объектов ракетно-космической техники.

Ответом на такую постановку стало создание специально разработанной информационно-страховочной технологии интеграции.

Впервые ставится и решается задача формирования контура терминального наведения с учетом особенностей, порождаемых созданием информационно-навигационного контура на базе корректируемой интегрированной инерциально-спутниковой системы. Обосновывается, что при терминальном наведении высокая точность навигации требуется, вообще говоря, не на всем протяжении того или иного активного участка, а лишь на заключительной его стадии, названной фазой точной навигации. Предшествующий ей интервал каждого активного участка назван, в свою очередь, фазой накопления информации.

Сформулированы условия, которым отвечают введенные фазы. Сводятся они к минимизации продолжительности фазы точной навигации, но так, чтобы управление при имеющейся эффективности и пренебрежимо малом дополнительном расходе топлива успевало к окончанию активного участка парировать вызванные ошибками навигации и ориентации промахи в контролируемых системой управления терминальных параметров. Имеются в виду ошибки, которые были неизвестны, но благодаря уточнениям

вспомогательной траектории, проводимым в ходе фазы накопления, к началу точной фазы оказываются выявленными.

Дается описание алгоритмов фазы накопления информации, обеспечивающих возможность по мере движения все точнее и полнее оценивать значения ошибок инерциальной системы, реализовавшиеся в полете, судить о достоверности выходных данных АСН. Оценивание вспомогательной траектории производится численно-устойчивыми процедурами фильтра Калмана, а параметров ориентации — с помощью разработанной разновидности метода векторного согласования, в соответствии с которой параметры движения, результаты уточнений и невязки измерений АСН предварительно переводятся в пространство кажущихся параметров.

Реализация принятых решений сталкивается с проблемой отработки во время фазы точной навигации ступенчатых возмущений, представляющих собой навигационные ошибки текущих координат и компонент скорости, накопленные и выявленные в ходе первой фазы активного участка. Проблема эта эквивалентна априори непредсказуемой смене в ходе активного участка цели управления, которая в практике таких классов космических средств ранее не встречалась.

Представлены результаты ЛКИ интегрированной системы, проводимые с 2003 г. в составе инерциальной системы управления (СУ) разгонного блока «Фрегат», подтвердившие эффективность найденных решений и высокую точность функционирования.

По сравнению с существующими инерциальными СУ погрешности выведения, вызванные ошибками навигации, уменьшаются более чем на порядок. Погрешности идентификации ошибок ориентации ИПБ к концу активных участков, включая участок РН, не превышают 10 угл.с. Все это обеспечивает достижение высоких точностей выведения, причем не только при использовании традиционных прямых схем, но и при реализации новых энергетически выгодных высокоапогейных схем выведения с продолжительными участками фазирования.

ИЗМЕРЕНИЯ ПРЕДЕЛЬНО МАЛЫХ УСКОРЕНИЙ НА КА

В.М. Линкин, А.Б. Манукин, О.Н. Андреев, А.Н. Горшков
Институт космических исследований Российской академии наук, г. Москва

Обсуждаются возможности использования высокочувствительных акселерометров, установленных на космических аппаратах. В частности, перечислены задачи, в которых необходимо использование акселерометров с предельно высокой чувствительностью: измерение слабых негравитационных воздействий на космических аппаратах (КА); давление солнечного электромагнитного излучения, корпускулярных потоков, воздействие пылевых образований и т. п.

Кратко рассмотрены задачи, которые могут быть решены с помощью гравитационных градиентометров, построенных по схеме разнесенной в пространстве системы высокочувствительных акселерометров. К ним отно-

сятся задачи измерения медленных угловых движений КА, дистанционного определения массы космических объектов.

Приведены физические оценки предельной чувствительности акселерометров, определяемой собственными равновесными тепловыми флуктуациями, показывающие возможность создания прецизионных акселерометров с чувствительностью 10^{-12} м/с² и выше.

ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫЕ ПРИБОРЫ ДЛЯ ОРИЕНТАЦИИ ПО СОЛНЦУ

Т.Ю. Дроздова

Институт космических исследований Российской академии наук, г. Москва

Солнце — один из наиболее удобных астрономических ориентиров. Характеристики Солнца позволяют использовать наиболее простые схемотехнические и программно-алгоритмические решения при построении приборов ориентации космических аппаратов по Солнцу.

История космического приборостроения и, в частности, производства приборов ориентации по Солнцу ведет свое начало с самых истоков освоения космоса. Первые упоминания о приборах ориентации по Солнцу в российской истории космонавтики относятся к первым запускам искусственных спутников Земли.

В настоящее время на российском и зарубежном рынках космического приборостроения представлен широкий спектр приборов ориентации по Солнцу.

При построении этих приборов учитываются задачи, решаемые прибором на борту, требования, предъявляемые к прибору, а также, наличие или возможность разработки элементной базы для прибора, его отдельных узлов. Каждое техническое решение в реализации солнечных датчиков имеет преимущества и недостатки. Рассмотрены типичные функциональные схемы и принципы работы основных типов приборов.

Разнообразие технических решений позволяет классифицировать существующие солнечные датчики как по конструктивным решениям, так и по техническим характеристикам.

Основные рубрики классификации по конструктивным решениям:

1. По оптической схеме;
2. По подвижности мгновенного углового поля;
3. По виду выходных сигналов: релейные, позиционно-импульсные, цифровые и др.

Основные рубрики классификации солнечных датчиков по техническим характеристикам:

1. По точности:
 - грубые, с погрешностью более 5°;
 - умеренной точности, с погрешностью от 0,5 до 5°;
 - точные, с погрешностью менее 30 угл.мин.

2. По угловому полю зрения: менее полусферического, полусферические, сферические.

Приведена подробная классификация существующих солнечных датчиков.

На рынке космического приборостроения, как на российском, так и на зарубежном, можно найти пример реализации солнечного датчика, относящегося к одному или нескольким из приведенных типов. Например, к датчикам грубой ориентации можно отнести солнечный датчик производства компании OSSS. Точность прибора составляет 10° . При этом прибор имеет сферическое поле зрения.

Широкий спектр приборов ориентации по Солнцу представлен на зарубежном рынке компаниями TNO-TPD (Нидерланды) и Sodern (Франция). Этими фирмами разработаны приборы ориентации по Солнцу различного назначения, относящиеся к каждому из приведенных классов точности. Приведены технические характеристики указанных приборов, а также характеристики приборов других зарубежных производителей.

Российский рынок приборов ориентации по Солнцу представляют оптические солнечные датчики (ОСД), разработанные и изготовленные ИКИ РАН, блоки определения координат Солнца (БОКС) производства ФГУП НПП «ОПТЭК», а также приборы ориентации по Солнцу других российских производителей.

Проведен сравнительный анализ основных технических характеристик приборов ориентации по Солнцу российского и зарубежного производства.

ОПТИЧЕСКИЙ СОЛНЕЧНЫЙ ДАТЧИК. ОСОБЕННОСТИ КОНСТРУКЦИИ ПРИБОРА И ИСПЫТАТЕЛЬНОГО ОБОРУДОВАНИЯ

Г.А. Аванесов, Е.В. Зарейская, Я.Л. Зиман, М.И. Куделин, А.В. Никитин, А.А. Форш

Институт космических исследований Российской академии наук, г. Москва

Рассматривается конструкция оптического солнечного датчика, отличительной особенностью которого является наличие кодирующей маски, обеспечивающей определение направления на Солнце с заданной точностью в заданном поле зрения.

Кроме базового варианта солнечного датчика, рассматриваются его модификации с двумя и более оптическими головками, позволяющими расширить поле зрения при сохранении высокой точности определения направления на Солнце.

Приведена схема стенда для наземных испытаний прибора. Рассматривается перспектива дальнейшей модернизации наземного оборудования с целью создания универсального стенда, объединяющего возможности проведения геометрической калибровки прибора, его динамических испытаний и привязки внутренней системы координат прибора к его посадочной плоскости.

АЛГОРИТМ ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ОПТИЧЕСКОГО СОЛНЕЧНОГО ДАТЧИКА (ОСД). ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ДАННЫХ ОСД В СИСТЕМЕ УПРАВЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИЕЙ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА (КА)

Г.А. Аванесов, Т.Ю. Дроздова, И.В. Катасонов, А.В. Никитин

Институт космических исследований Российской академии наук, г. Москва

На современном этапе развития космической техники в целях надежной и безотказной работы системы управления КА требуется обеспечивать ее информацией об ориентации из различных источников. Такими источниками являются звездные координаторы, датчики угловых скоростей, солнечные датчики, магнитометры и датчики вертикали.

Их комплексное использование обеспечивает управление ориентацией КА практически в любых условиях полета: при засветке, при высоких угловых скоростях движения аппарата, при обеспечении маршрутной съемки заданного участка поверхности, при наведении аппаратуры в заданную точку космического пространства, при стабилизации и орбитальном полете.

Приведены алгоритмы использования данных с прибора солнечной ориентации и системы спутниковой навигации при решении указанных задач.

Рассмотрены также геометрические принципы построения солнечного прибора, а также алгоритм и математические основы его программного обеспечения.

Программное обеспечение состоит из двух частей: системной и прикладной.

Системная часть обеспечивает проведение экспонирования с заданным временным интервалом, считывание ПЗС-линейки и запись ее в память процессора, а также трансляцию полученных результатов в память микросхемы интерфейса мультиплексного канала. Прикладная часть обеспечивает обработку цифрового изображения, вычисление оптимального времени экспонирования, расчет направления на Солнце и формирование выходных параметров в памяти процессора.

Программное обеспечение состоит из следующих основных этапов:

- прием ПЗС-линейки;
- подбор очередного времени экспонирования;
- локализация связанных объектов, превышающих установленный пороговый уровень отсечки;
- идентификация кластеров внутри групп;
- идентификация групп шелей;
- расчет направления на Солнце;
- переход от внутренней системы координат к приборной системе координат;
- расчет параметров угловой скорости движения;
- формирование и выдача информации о солнечной ориентации в интерфейс мультиплексного канала.

СОЛНЕЧНЫЙ ДАТЧИК НА ПЗС-МАТРИЦЕ БЕЗ ОБЪЕКТИВА

В.С. Пашков¹, М.С. Чубей²

¹ Государственная корпорация «Российская корпорация нанотехнологий», г. Москва

² Главная (Пулковская) астрономическая обсерватория РАН, г. Пулково

Предлагается вариант солнечного датчика на матрице ПЗС без объектива.

Излагаемое ниже описание возможной концепции построения солнечного датчика базируется на схеме датчика, имеющего диафрагму в виде матрицы прямоугольных (квадратных) или круглых отверстий, соизмеримых с размером элемента фотоприемной матрицы. Здесь будем говорить лишь о вариантах датчиков без объектива. Такой датчик во многом подобен звездному датчику.

Концепция солнечного датчика базируется на трех основных элементах:

1. Оптическая схема формирования сигнала и определение его формы.
2. Энергетический расчет.
3. Алгоритмы обработки сигнала (вычисление координат).

Для оценки координат изображений были использованы следующие субоптимальные методы:

- 1) оценка координат изображения по энергетическому центру (метод «взвешивания»);
- 2) модифицированный метод «взвешивания»;
- 3) метод конечных разностей;
- 4) оценка на основе метода наименьших квадратов;
- 5) итерационный метод оценки рассогласования на основе фильтра Калмана;
- 6) девятиэлементный алгоритм;
- 7) оценка координат изображений круглой формы.

Вышеуказанные методы предполагают формирование одномерных линеек по осям x и y . Метод 6 предполагает работу с оригинальной подматрицей без ее преобразования в одномерные сигналы. Как показали исследования, оценкам по методу 3 свойственны систематические смещения, учитывать которые не всегда оказывается удобным, поэтому здесь этот метод не рассматривается. Метод 5 рассматривается отдельно.

СОЛНЕЧНЫЙ ДАТЧИК НА ПЗС-МАТРИЦЕ

В.С. Пашков¹, М.С. Чубей²

¹ Государственная корпорация «Российская корпорация нанотехнологий», г. Москва

² Главная (Пулковская) астрономическая обсерватория РАН, г. Пулково

Предлагается вариант солнечного датчика на матрице ПЗС. Для проведения оценок были приняты следующие исходные положения.

1. Угловой диаметр Солнца составляет 32 угл. мин.
2. Изображение Солнца представляет собой диск, край которого является окружностью строго правильной формы. Освещенность по изображению диска падает от центра к краю. Кроме этого, изображение, как правило, «пестрое» из-за наличия солнечных пятен.
3. Датчик должен быть по возможности миниатюрным, в связи с чем фокусное расстояние объектива датчика было принято равным 20 мм.
4. В качестве фотоприемного устройства используется матричный фотоприемник типа ПЗС.
5. Точность определения координат изображения Солнца на матрице должна быть лучше 30 угл. мин.

На основе изложенных данных было определено, что диаметр изображения должен составлять величину порядка 12...14 элементов (в зависимости от величины размытия края изображения), а погрешность определения координат изображения должна быть $\sigma \leq 0,1$ элемента разложения матрицы.

В связи с тем, что распределение освещенности по изображению Солнца носит неравномерный и случайный характер, то применение известного метода определения энергетического центра для вычисления координат изображения Солнца может привести к неконтролируемым погрешностям, превышающим 0,1 элемента.

Для решения задачи определения координат изображения Солнца будем использовать его край, который всегда стабилен и представляет собой правильную окружность. Суть идеи состоит в том, что для оценки координат изображений, имеющих форму кольца или диска, используется метод, базирующийся на построении кривой второго порядка методом наименьших квадратов по точкам, определяющим край изображения, и нахождении координат центра фигуры, образованной этой кривой.

Данный метод позволяет достичь требуемой точности.

СОЛНЕЧНЫЙ ДАТЧИК ДЛЯ НАНОСПУТНИКОВ

О.Н. Андреев¹, А.Н. Лунатов¹, А.Н. Ляш¹, В.С. Макаров¹, Л.И. Хлюстова¹, С.А. Антоненко², Г.В. Захаркин²

¹ Институт космических исследований Российской академии наук, г. Москва

² ООО «Евросервис 21 век», г. Москва

Последнее время много космических фирм имеют повышенный интерес к созданию малых космических аппаратов. В связи с развитием новой элементной базы открывается такая возможность. В свете этого встал вопрос о создании миниатюрных датчиков для систем ориентации малых космических аппаратов. Хотя солнечные датчики используются не для всех космических аппаратов, а только для имеющих солнечную ориентацию, разработка миниатюрных датчиков востребована. В связи с малой массой, габаритами, малым потреблением и достаточно высокой точностью такой датчик может быть применен для больших, средних, малых аппаратов и даже для наноспутников, которым необходима ориентация на Солнце.

Данный доклад представляет собой результаты работы по созданию миниатюрного солнечного датчика. Приведены конструктивные особенности и сравнительные характеристики с аналогичными датчиками.

ФАСЕТОЧНЫЕ ДАТЧИКИ СОЛНЕЧНОЙ ОРИЕНТАЦИИ

В.Д. Глазков, В.А. Котцов

Институт космических исследований Российской академии наук, г. Москва

Рассмотрены фасеточные датчики солнечной ориентации, каждая грань которых ориентирована в определенном направлении, что позволяет реализовать широкий обзор и получить низкую угловую погрешность по всему полю зрения.

Приводятся известные образцы датчиков, построенные на основе аналоговых планарных приемников излучения, в сочетании с различными элементами оптики, и которые являются двухкоординатными оптико-электронными приборами статического типа.

Показано, что фасеточные датчики приемников излучения могут обладать высоким быстродействием за счет параллельного анализа сигналов с разных частей поля зрения прибора с одновременным выполнением операций обработки регистрируемого излучения. С использованием в качестве приемников излучения солнечных элементов имеется возможность практической реализации полностью автономных от бортовых источников питания приборов ориентации по Солнцу. Рациональное сочетание волоконно-оптических или призмных элементов с линейными или матричными многоэлементными приемниками излучения разрешает проблему создания приборов ориентации по Солнцу с полусферическим или сферическим полем зрения.

МАГНИТНЫЕ СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ И МЕТОДЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИИ НАНОСПУТНИКОВ СЕРИИ ТНС-0

С.О. Карпенко¹, Н.В. Курянова¹, М.Ю. Овчинников¹, Д.С. Ролдугин¹, А.С. Селиванов²

¹ Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН, г. Москва

² Федеральное государственное унитарное предприятие «Российский научно-исследовательский институт космического приборостроения» (ФГУП «РНИИ КП»), г. Москва

Первый российский наноспутник ТНС-0 № 1 разработан, изготовлен и испытан ФГУП «Российский научно-исследовательский институт космического приборостроения». Аппарат выведен на орбиту с борта Международной космической станции 28 марта 2005 г. Ракетно-космической корпорацией «Энергия». Спутник оснащен пассивной магнитной системой ориентации, разработанной Институтом прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН. Продольная ось аппарата ориентируется вдоль местного вектора напряженности геомагнитного поля. Система ориентации со-

стоит из постоянного магнита и двух наборов гистерезисных стержней. При выборе параметров системы необходимо учитывать влияние поля постоянного магнита на гистерезисные стержни, взаимное влияние гистерезисных стержней, влияние других магнитных полей, возникающих на борту аппарата, на элементы системы ориентации.

Для определения ориентации спутника ТНС-0 № 1 использовались показания солнечных датчиков-фотодиодов. Предполагалось, что в момент измерений известно местонахождение спутника в пространстве. При интерпретации показаний солнечных датчиков учитывалось влияние альbedo Земли. Комплекс программ адаптировался к каждому сеансу измерений в зависимости от принятой модели и количества определяемых параметров, а также от возможностей предварительных геометрических оценок.

В настоящее время для наноспутников серии ТНС-0 разрабатываются активные системы ориентации, в том числе магнитная система ориентации, исполнительными элементами которой являются токовые катушки.

ОПТИЧЕСКИЙ ДАТЧИК КООРДИНАТ ДЛЯ СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОЙ ПОСАДКИ

А.Н. Лунатов¹, А.Н. Ляш¹, В.С. Макаров¹, С.А. Антоненко², Г.В. Захаркин²

¹ Институт космических исследований Российской академии наук, г. Москва

² ООО «Евросервис 21 век», г. Москва

Для управления процессом посадки и стыковки подвижного объекта необходимым элементом является устройство определения текущих координат объекта. В ИКИ РАН было разработано такое устройство – оптический датчик координат, предназначенный для координатных измерений положения объекта относительно неподвижных маркеров, расположенных на посадочной плоскости. Принцип построения такого датчика в значительной степени аналогичен звездным координаторам. Главным отличием от звездных координаторов является то, что в процессе посадки используется активная подсветка реперных знаков. Отраженный от маркеров свет попадает в оптический датчик, где происходит обработка изображения с целью распознавания и выделения реперных знаков на фоне засветки и помех, для последующего вычисления координат центра маркеров в приборной системе координат. Данные передаются в вычислительное устройство, управляющее процессом посадки. Кроме того, оптический датчик координат передает и видеосигнал, предназначенный для визуального отображения на мониторе процесса посадки. Другой особенностью оптического датчика координат является то, что он предназначен для работы в водной среде.

В докладе приведены технические характеристики датчика, рассмотрены особенности его конструкции, алгоритмы обработки изображения и экспериментальные результаты.

ОСОБЕННОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ТЕРМОПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ СОПРОТИВЛЕНИЯ В СИСТЕМАХ ОРИЕНТАЦИИ И ЭНЕРГООБЕСПЕЧЕНИЯ МИКРОСПУТНИКОВ

В.И. Костенко¹, М.Б. Добряня¹, А.В. Наганов¹, О.Т. Захарчук²

¹ Институт космических исследований Российской академии наук, г. Москва

² ООО «АСИС-СОФТ», г. Москва

Рассматриваются возможности применения термопреобразователей сопротивления серии ТСМФ-Д в системах ориентации и энергообеспечения на микроспутнике «Университетский – Татьяна» и КА «Монитор-Э».

Термопреобразователи сопротивления металлические ТСМФ-Д предназначены для измерения температуры газообразных и твердых сред, а также криогенных жидкостей. Диапазон измеряемых температур ТСМФ-Д от 4,2 до 473 К с точностью от 0,3 до 0,01 К во всем диапазоне. Термическое сопротивление при 300 К от 500 до 2000 Ом.

Термопреобразователь ТСМФ-Д с проволочным чувствительным элементом неоднократно использовался в ЦКБ «Геофизика»; НИИ измерительной техники; ИКИ РАН в проекте «Малая космическая лаборатория (МКЛ)», 1987–1990, МАРС-94-96 (ПГС), микроспутник «Колибри», 2000; наземная измерительная система для проведения ТВИ; ИЗМИРАН проекты микроспутников «Компас», «Предвестник»

Помимо применения ТМСФ-Д в системах измерения температур как в бортовой аппаратуре, так и при наземных испытаниях предложены и реализованы возможности использования ТМСФ-Д в системе определения ориентации на КА «Монитор» и в системе энергообеспечения микроспутника «Университетский». На базе разработанной термодинамической системы определения ориентации и стабилизации (ТДСООС), патент № 2126137, 1999, реализована система, обеспечивающая точность определения ориентации относительно Солнца порядка 15...30 угл.мин.

Первый летный образец такой системы реализован как экспериментальный комплект, входящий в состав штатной системы определения ориентации на КА «Монитор-Э», выведенном на орбиту 26 августа 2005 г. и предназначенном для дистанционного зондирования Земли.

На микроспутнике «Университетский – Татьяна», запущенном 20 января 2005 г. для мониторинга физических условий в космическом пространстве, установлена плоская экспериментальная панель солнечной батареи (БС) из аморфного кремния, состоящая из жестко закрепленной и поворотной раскрывающихся панелей. На них установлены три термопреобразователя ТСМФ-Д. Один из них выполняет функцию датчика теплового потока, падающего на рабочие поверхности БС, а два других измеряют рабочую температуру каждой панели БС.

Результаты обработки телеметрических данных трех датчиков полностью подтвердили работоспособность как БС (КПД БС порядка 8 %), так и системы измерения температуры и солнечного потока. Это позволило получать дополнительную информацию об ориентации микроспутника относительно Солнца.

Сайт <http://cosmos.msu.ru> (в разделе «Космический практикум»).

К ВОПРОСУ ОБ ИСПОЛЬЗОВАНИИ КОСМИЧЕСКИХ РЕНТГЕНОВСКИХ ИСТОЧНИКОВ ДЛЯ НАВИГАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ (КА)

В.А. Арефьев, М.Н. Павлинский, С.Н. Федотов, Н.П. Семенин, М.В. Бунтов

Институт космических исследований Российской академии наук, г. Москва

Рассматривается возможность использования космических рентгеновских источников (ярких рентгеновских двойных и одиночных нейтронных звезд) для навигации КА.

Приводятся экспериментальные результаты определения наведения КА по ярким рентгеновским двойным системам.

Рассматриваются основные принципы автономного определения координат КА в любой точке Солнечной системы (вне атмосфер планет) по данным измерений сигналов нейтронных звезд с сильным магнитным полем (рентгеновских пульсаров).

Даются оценки по достижимым точностям определения наведения и положения КА, а также требований к детекторам рентгеновского излучения. Обсуждается возможность построения автономной рентгеновской навигационной системы КА.

РЕЗУЛЬТАТЫ ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЙ ПРИБОРОВ ОРИЕНТАЦИИ ПО СОЛНЦУ 331К В СОСТАВЕ КА СИСТЕМЫ «ГЛОНАСС» И «РАДУГА-1М»

В.И. Варламов, Г.Л. Цымбал, Г.П. Титов

ОАО «НПП «Геофизика-Космос», г. Москва

ОАО «ИСС», г. Железногорск

Прибор ориентации по Солнцу 331К (ПОС) используется в составе системы ориентации и стабилизации (СОС) космических аппаратов (КА) «Глонасс» и «Радуга-1М». Начало эксплуатации на КА «Глонасс» — 2003 г., на КА «Радуга-1М» — ноябрь 2007 г. В состав одного КА «Глонасс» входит 3 ПОС 331К, одного КА «Радуга-1М» — 4 ПОС 331К. Всего в настоящее время в космосе работает более 30 приборов.

ПОС 331К относится к классу приборов с механическим сканированием. Несмотря на использование механического сканирования, благодаря применению многократно проверенных, простых и надежных конструктивных решений прибор обладает уникальными характеристиками: срок службы — не менее 100 000 ч, поле обзора — 180×90°, предельная погрешность — 1', масса — 1,5 кг.

Предельная погрешность обеспечивается относительно приборной системы координат, связанной с конструктивной базой прибора.

Информация об угловом положении Солнца выдается в виде двух чисел N1 и N2, представленных в двоичном коде, с использованием которых в БЦВК вычисляются значения угловых координат.

Достижение предельной погрешности на уровне 1' является достаточно сложной научно-технической проблемой, учитывая тот факт, что ПОС

при эксплуатации находятся под влиянием комплекса внешних факторов (длительный срок эксплуатации в условиях космического пространства — 10...15 лет, температурные — ± 50 °С и механические воздействия в выключенном состоянии — 15...20g, вакуум и т. п.).

Высокой точности прибора удается добиться благодаря использованию весьма сложных технологий стабилизации конструкции в процессе изготовления деталей, узлов и прибора в целом.

Представлены материалы, полученные в результате летной эксплуатации ПОС 331К на КА «Глонасс» и «Радуга-1М», а также оценка достаточности проведения необходимого объема наземных испытаний для выполнения требований по целевому назначению.

СЕКЦИЯ 2 ТЕЛЕВИЗИОННЫЕ СИСТЕМЫ ПРОЕКТА «ФОБОС-ГРУНТ»

РОЛЬ ТЕЛЕВИЗИОННЫХ СИСТЕМ В ИССЛЕДОВАНИИ МАЛЫХ ТЕЛ СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЫ С КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Е.Б. Краснопеццева

Институт космических исследований Российской академии наук, г. Москва

Приведен экскурс в историю развития телевизионных систем применительно к исследованиям космических тел Солнечной системы с различных типов автоматических космических аппаратов.

Рассмотрен опыт отечественных и зарубежных космических проектов, а также научно-исследовательских организаций, занимающихся разработкой телевизионных приборных комплексов и обработкой получаемых данных.

Особое внимание уделено готовящейся к запуску миссии «Фобос-Грунт», в рамках которой запланировано использование телевизионных средств для съемок спутника Марса — Фобоса — как для решения широкого спектра научных задач, так и для обеспечения оптической поддержки при навигации КА на этапе посадки спускаемого аппарата на поверхность Фобоса.

Особый акцент сделан на комплексном использовании данных, получаемых различными оптическими средствами, включая узкоугольные и широкоугольные телевизионные камеры и звездные датчики.

Рассмотрены задачи работы комплекса телевизионных систем на различных этапах полета Земля — Марс — Фобос, включая этап посадки, а также перелета возвращаемого аппарата КА «Фобос-Грунт» от Фобоса до Земли.

Обобщены результаты наземной отработки звездных датчиков и телевизионных камер, входящих в состав ТСНН. Представлены основные направления дальнейшего развития работ.

ТЕЛЕВИЗИОННАЯ СИСТЕМА НАВИГАЦИИ И НАБЛЮДЕНИЯ

Г.А. Аванесов, Р.В. Гордеев, Б.С. Жуков, Е.Б. Краснопеццева, М.И. Куделин, А.А. Фори

Институт космических исследований Российской академии наук, г. Москва

Телевизионная система навигации и наблюдения (ТСНН) проекта «Фобос-Грунт» состоит из четырех съемочных камер. Две из них узкоугольные (УТК) и две — широкоугольные (ШТК). Изображения, получаемые

с помощью ТСНН, позволяют решать как навигационные, так и научные задачи миссии.

Основными навигационными задачами являются:

- припланетная навигация;
- окончательный выбор места посадки;
- информационная поддержка процесса посадки.

Научные задачи ТСНН, решаемые на основе получаемых с ее помощью изображений, сводятся к следующему:

- уточнение фигуры и массы Фобоса;
- уточнение параметров углового движения Фобоса и положения его центра масс;
- картирование Фобоса и изучение структуры его поверхности;
- поиск пылевого тора вокруг Фобоса.

Рассмотрены принципы построения, основные схмотехнические и конструкторские решения и функциональные возможности съемочных камер УТК и ШТК.

Особое внимание уделено вопросам взаимодействия съемочных камер между собой и бортовой вычислительной машиной КА при выполнении съемок и решении навигационных задач.

Приведены результаты наземной обработки технологических образцов приборов и планы изготовления и испытаний летных комплектов.

ЗАДАЧИ, РЕШАЕМЫЕ ТЕЛЕВИЗИОННОЙ СИСТЕМОЙ НАВИГАЦИИ И НАБЛЮДЕНИЯ В ПРОЕКТЕ «ФОБОС-ГРУНТ»

Г.А. Аванесов, Б.С. Жуков, Я.Л. Зиман, Е.Б. Краснопецева, А.А. Фори
Институт космических исследований Российской академии наук, г. Москва

В проекте «Фобос-Грунт» с помощью телевизионной системы навигации и наблюдения (ТСНН), состоящей из двух узкоугольных (УТК) и двух широкоугольных (ШТК) камер, в комплексе с датчиками звездной ориентации БОКЗ-МФ будут решаться как навигационные, так и научные задачи. Навигационные задачи включают:

- уточнение орбиты космического аппарата (КА) на трассе перелета и при маневрировании на орбитах искусственного спутника Марса (ИСМ);
- уточнение орбиты Фобоса;
- выбор района посадки с орбиты ИСМ;
- навигационная поддержка посадки.

При посадке КА на Фобос будут измеряться расстояния до поверхности Фобоса и компоненты относительной скорости спускаемого аппарата в процессе снижения, а также осуществляться автономный выбор места посадки — наиболее ровной площадки размером ~10 м, посадка на которую может быть наиболее безопасна.

Полученные изображения позволяют также провести комплекс научных исследований характеристик Фобоса и пылевой среды вокруг Фобоса, в частности

- уточнение модели фигуры, карт рельефа и геологических карт Фобоса;
- исследования основных форм рельефа поверхности Фобоса: кратеров и борозд;
- исследования пространственных вариаций отражательных характеристик поверхности Фобоса и оценки по ним характеристик грунта Фобоса;
- уточнение массы Фобоса и положения центра масс в модели фигуры Фобоса, что позволит сделать заключение о внутренней однородности Фобоса;
- исследования пылевых колец Марса;
- исследование либраций Фобоса, что позволит оценить его моменты инерции и даст дополнительную информацию о распределении масс внутри Фобоса.

ФОРМИРОВАНИЕ МОДЕЛЬНЫХ СТЕРЕОИЗОБРАЖЕНИЙ ФОБОСА И ИХ ФОТОГРАММЕТРИЧЕСКАЯ ОБРАБОТКА В ЗАДАЧАХ ПРИПЛАНЕТНОЙ НАВИГАЦИИ

Т.В. Кондратьева, А.В. Никитин

Институт космических исследований Российской академии наук, г. Москва

Эффективность обработки задач припланетной навигации на этапах сближения и посадки КА на Фобос может быть значительно повышена при использовании трехмерной модели Фобоса. Такая модель была создана в рамках проекта «Фобос-Грунт».

Исходными данными для трехмерной модели послужила цифровая модель Фобоса, содержащая 16022 точки с шагом 2° по широте и долготе. При создании модели были использованы средства трехмерной компьютерной графики — 3DSMax и DeepExploration. Рабочий интерфейс программы представлен в среде Borland Delphi с использованием средств DirectX. Интерфейс позволяет моделировать на экране монитора трехмерное изображение Фобоса под заданными углами наблюдения и на заданных расстояниях, задавать вращение Фобоса вокруг его осей, положение камеры наблюдения, направление освещения и регулировать яркость источника света.

Трехмерная модель Фобоса была использована для построения модельных изображений Фобоса при исследовании алгоритмов обработки синхронных изображений при посадке на Фобос и стереообработки изображений Фобоса, получаемых при его облете с квазиспутниковой орбиты.

Рассмотренные алгоритмы необходимы для более надежного выбора места посадки, а также для определения высоты от точки посадки. При этом, помимо дисперсионного анализа яркостей изображения, проведено вычисление превышений участков поверхности, идентичных по дисперсионному критерию.

Для решения данной задачи, а также для построения цифровой модели Фобоса с высоким разрешением (до 1 м), необходимо проводить стереосъемку поверхности с углами засечки, достаточными для фотограмметрической

обработки полученных материалов. При планировании стереосъемки необходимо указывать такие параметры как: высота съемки, интервал между моментами экспонирования, фокусное расстояние камеры (18 мм — широкоугольная телевизионная камера (ШТК) или 500 мм — узкоугольная телевизионная камера (УТК)), угол визирования между направлением на центр Фобоса и съемочной камерой, процент перекрытия стереоизображений.

Представлены формулы и результаты расчета таких параметров как высота, интервал, процент перекрытия для узкоугольной и широкоугольной камер.

Особое место занимает выбор угла между направлением на центр Фобоса и съемочной камерой. С этой целью были построены изображения с вычисленными параметрами для стереосъемки со значениями угла визирования в диапазоне от -10 до $+10^\circ$.

Решена задача определения элементов взаимного ориентирования снимков и проведена оценка точности ее решения. На основе анализа данных получены требуемые углы разворота и расстояние до поверхности Фобоса при визировании на центр с помощью ШТК.

Представлен алгоритм решения задачи стереообработки изображений и построения стереомодели участка поверхности, включающий:

- выравнивание яркости и контраста изображений;
- выбор контурных точек на обоих изображениях (по наибольшей дисперсии);
- построение двух трехмерных массивов возможных разностей между контурными точками по X и Y с допустимым углом разворота вокруг оси Z ;
- выбор оптимальных угловых параметров;
- определение соответствующих точек;
- решение системы уравнений компланарности по способу наименьших квадратов и оценка точности избыточной системы;
- определение координат модели для каждой соответственной точки методом двойной обратной фотограмметрической засечки в системе координат левого снимка;
- внешнее ориентирование модели по опорным точкам.

ИСТОРИЯ И ПЕРСПЕКТИВЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ СИСТЕМ ТЕХНИЧЕСКОГО ЗРЕНИЯ ДЛЯ УПРАВЛЕНИЯ ПРОЦЕССОМ ПОСАДКИ НА ПЛАНЕТЫ И МАЛЫЕ ТЕЛА СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЫ

Е.В. Белинская

Институт космических исследований Российской академии наук, г. Москва

Системы технического зрения, обладающие возможностью адаптироваться к внешним условиям, воспроизводящие способность живых существ обнаруживать различные препятствия и уклоняться от них, являются объектом активных научных исследований последние десятилетия.

Применение таких систем в составе автоматических систем управления, обеспечивающих безопасную посадку на поверхность планет и других

тел Солнечной системы, например, астероидов, дает огромные возможности по осуществлению беспилотных полетов к планетам, о которых мы до сих пор так мало знаем.

Изначально системы технического зрения такого назначения были разработаны для лунных миссий, однако в настоящее время осуществлены посадки с использованием таких систем как на поверхность Марса, так и на поверхность астероидов.

Рассматриваются следующие миссии и аппараты:

- аппарат Near Shoemaker, исследовавший астероид 433 Eros (2001);
- проект по исследованию Марса — Mars Exploration rover (2004);
- совместный проект японского Института космических и астрономических наук (ISAS) и американской JPL — Hayabusa (2003);
- французский грузовой корабль «Жюль Верн» в стыковке с российским модулем МКС (2008).

За последнее десятилетие системы технического зрения зарекомендовали себя как надежные и недорогие системы автоматической навигации. В настоящее время готовится ряд перспективных проектов, использующих такие системы:

- программа Aurora Европейского космического агентства (ESA), являющаяся долгосрочной программой по исследованию Марса;
- разработка аппарата, предназначенного для исследования Меркурия (Mercury sample return mission).

Очевидно, что развитие и использование систем технического зрения для решения задач автоматической посадки даст огромные возможности по исследованию малоизученных или пока не изученных объектов Солнечной системы.

АЛГОРИТМЫ ИЗМЕРЕНИЯ ВЫСОТЫ И КОМПОНЕНТ СКОРОСТИ ПО ТЕЛЕВИЗИОННЫМ ИЗОБРАЖЕНИЯМ ПРИ ПОСАДКЕ НА ФОБОС

В.А. Гришин

Институт космических исследований Российской академии наук, г. Москва

Приведены некоторые результаты, полученные в ходе разработки алгоритмов измерения высоты и компонент вектора скорости по телевизионным изображениям. Алгоритмы предназначены для использования в телевизионной системе навигации и наблюдения, установленной на перелетном модуле космического аппарата (КА) проекта «Фобос-Грунт».

Исходя из баллистических данных, определены требования, предъявляемые к алгоритмам обработки информации и измерения. Одним из основных требований является всемерное сокращение длительности цикла измерений. Задача повышения надежности измерений требует минимизации вероятности сбоя слежения за измеряемыми параметрами, а также минимизации времени восстановления в случае, если такой сбой имел место. Указанные характеристики должны сохраняться в широком диапазоне

высот. Эти требования могут быть удовлетворены путем использования двухканальных алгоритмов обработки информации.

Рассмотрена структура разработанных алгоритмов. Для измерения высоты используется обработка стереопар, получаемых как двумя широкоугольными, так и двумя узкоугольными телевизионными камерами. Для измерения компонент вектора скорости КА используются широкоугольные телевизионные камеры и монокулярные измерители перемещения опорных точек в поле зрения. Информация, поступающая от монокулярных измерителей, используется системой управления для определения горизонтальной скорости совместно с информацией, поступающей от гироскопов бортовой инерциальной навигационной системы.

Для установления соответствия между изображениями одних и тех же точек на поверхности Фобоса на стереопарах и на последовательно снятых монокулярных изображениях используются спектральные представления образов окрестностей точек в виде ограниченного набора спектральных коэффициентов. Уменьшение влияния проективных искажений достигается путем использования вложенных носителей для различных пространственных частот.

Сформулированы также некоторые общие подходы к разработке структуры программного обеспечения систем технического зрения, предназначенных для решения задач управления движением в режиме жесткого реального времени.

Данная работа выполнена при частичной поддержке РФФИ (проект № 06-08-01497-а).

БОРТОВОЕ ПРОГРАММНО-АЛГОРИТМИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ИНФОРМАЦИОННОЙ ПОДДЕРЖКИ ПОСАДКИ НА ФОБОС

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

¹ Институт космических исследований Российской академии наук, г. Москва

² Автономная некоммерческая организация «Космос — Наука и Техника», (АНО «Космос-НТ»), г. Москва

С помощью телевизионной системы навигации и наблюдения при посадке космического аппарата (КА) на поверхность Фобоса должны измеряться расстояние до поверхности Фобоса, компоненты относительной скорости спускаемого аппарата, а также осуществляться автономный выбор места посадки. Для решения этих задач разработано программно-алгоритмическое обеспечение (ПАО) режима «Посадка», которое позволяет осуществлять:

- экспозицию и считывание изображения с ПЗС-матрицы;
- коррекцию засветки;
- подготовку и передачу в бортовой вычислительный комплекс (БВК) кадра репортажной съемки;
- 4- и 16-кратное заглубление изображения для реализации алгоритмов иерархического поиска;
- построение карты пригодности поверхности для посадки;
- выбор опорных объектов для стереообработки, нахождение их положения на изображении, получаемом второй камерой стереопары

и определение по стерео-параллаксу расстояния до поверхности Фобоса;

- определение смещения опорного объекта, выбранного на предыдущем изображении той же камеры, для вычисления боковой скорости КА относительно поверхности Фобоса;
- обмен информацией между камерами и БВК.

Цикл съемки и обработки информации занимает 6 с.

ПАО отлажено с использованием стереоизображений шероховатых поверхностей со структурой, характерной для поверхности Фобоса.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ДЕТАЛЬНЫХ ИЗОБРАЖЕНИЙ ПОВЕРХНОСТИ ФОБОСА ДЛЯ ОТРАБОТКИ ЗАДАЧ ИНФОРМАЦИОННОЙ ПОДДЕРЖКИ ПОСАДКИ НА ФОБОС

Б.С. Жуков¹, Б.С. Дунаев¹, С.Б. Жуков²

¹ Институт космических исследований Российской академии наук, г. Москва

² Автономная некоммерческая организация «Космос — Наука и Техника» (АНО «Космос-НТ»), г. Москва

Описывается стенд для моделирования изображений поверхности Фобоса с высоким разрешением, которые будут получаться с помощью телевизионной системы навигации и наведения (ТСНН) в процессе посадки КА «Фобос-Грунт» на поверхность Фобоса. Стенд включает:

- стол с ящиком с песком, где можно моделировать шероховатые поверхности со структурой, характерной для структуры поверхности Фобоса;
- консоль с установленной на ней цифровой камерой, которая может перемещаться как в вертикальном направлении для моделирования изменения высоты съемки, так и в горизонтальном направлении для моделирования стереобазы;
- персональный компьютер, осуществляющий управление цифровой камерой и прием получаемых изображений.

Стенд позволяет осуществлять стереосъемку модельной поверхности с высот от 1 до 65 см со стереобазами от 0,1 мм до 10 см. Путем комбинирования высоты съемки и стереобазы возможно получение последовательности снимков со стереопараллаксом, соответствующим условиям съемки Фобоса как узкоугольными, так и широкоугольными камерами ТСНН при снижении КА от высоты 10 км до 10 м. Полученные серии стереоизображений используются для отработки бортового программно-алгоритмического обеспечения ТСНН в режиме «Посадка».

ТЕЛЕВИЗИОННЫЕ СИСТЕМЫ МАНИПУЛЯТОРНОГО КОМПЛЕКСА ПРОЕКТА «ФОБОС-ГРУНТ»

А.В. Бондаренко², И.В. Докучаев², А.Б. Киселев¹, О.Е. Козлов¹, В.А. Котцов¹, Ж.-П. Бибринг³, Ж.Ж. Фурмонд³

¹ Институт космических исследований Российской академии наук, г. Москва

² ООО «Растр Технолоджи», г. Москва

³ Институт космической астрофизики, Франция

Одной из основных задач проекта «Фобос-Грунт» является забор и возврат грунта. Для реализации этой задачи перелетный модуль (ПМ) планируется оснастить манипулятором с целым набором специальных инструментов. Однако для анализа морфологических особенностей поверхности, выбора мест взятия грунта, оценки представительности образца и других подобных целей необходимо применение систем технического зрения.

Планируется, что манипуляторный комплекс проекта «Фобос-Грунт» должен быть оснащен телевизионными системами для решения задач разного уровня. Таких систем предполагается три:

- камера, закрепленная на подвижной части манипулятора, которая позволяет получить и передать панораму места посадки и старта возвращаемого модуля;
- стереокамера, жестко закрепленная на борту ПМ, которая позволяет наблюдать пространственную структуру поверхности и определять координаты положения интересующих образцов;
- микроскоп-камера-спектрометр, также прикрепленный к основанию манипулятора, который позволяет наблюдать компонентный состав частиц, составляющих образец грунта, и их спектральные характеристики отражения для пяти спектральных зон излучения.

Управление всеми телевизионными системами осуществляется через один общий блок электроники. Он содержит ВИПы, средства управления, накопления, хранения и передачи видеоинформации.

МИКРОСКОП–СПЕКТРОМЕТР ПРОЕКТА «ФОБОС-ГРУНТ»

О.И. Кораблев¹, А.В. Бондаренко², А.Ю. Иванов¹, О.Е. Козлов¹, В.А. Котцов¹, А.Б. Ульянов¹, Ж.-П. Бибринг³, Ж.Ж. Фурмонд³

¹ Институт космических исследований Российской академии наук, г. Москва

² ООО «Растр Технолоджи», г. Москва

³ Институт космической астрофизики, Франция

Одной из основных задач проекта «Фобос-Грунт» является изучение грунта в месте посадки. Для реализации этой задачи СА планируется оснастить манипулятором с целым набором специальных инструментов. Одним из таких инструментов является микроскоп-спектрометр.

Для расширения функциональных возможностей камера оснащена набором светодиодов с разной длиной волны излучения, что преобразует ее в спектрометр. Манипулятор помещает образец грунта на предметное стекло перед объективом микроскопа и наблюдения производят при последова-

тельном включении диодов с разной длиной волны. Это позволяет наблюдать компонентный состав частиц, составляющих образец грунта, и их спектральные характеристики отражения для пяти спектральных зон излучения.

КОМПЬЮТЕРНЫЙ АНАЛИЗ ТВ-ИЗОБРАЖЕНИЙ ПОВЕРХНОСТИ ФОБОСА

Л.А. Болдачева, Ю.К. Зайко, Р.А. Никитушкин, А.А. Новалов
НПО им. С.А. Лавочкина, г. Химки

Основная цель миссии «Фобос-Грунт» — доставка на Землю образцов грунта Фобоса, а также исследования химического состава грунта посредством научной аппаратуры, установленной на борту перелетного модуля (ПМ). Для этого требуется после мягкой посадки ПМ произвести отбор фрагментов коренной породы заданного размера. С этой целью на ПМ устанавливаются видеокамеры и манипулятор, служащие для съемки рабочей области площадью $\approx 2 \text{ м}^2$ и отбора фрагментов.

По данным видеокамер определяются координаты центров фрагментов с последующей передачей данных в блок управления манипулятором. Разработаны алгоритмы обработки изображений с целью выделения границ фрагментов, определения координат центров и расстояний до центра оптической системы видеокамер.

Реализован алгоритм управления манипулятором для выведения его в точку поверхности рабочей области, с координатами, определенными по данным видеокамер. Создан пакет прикладных программ, выполняющих обработку изображений в режиме моно- и стереосъемки. Разработан также алгоритм определения расстояния от центра объектива видеокамеры до выбранного фрагмента по одному видеокадру.

Этим созданы предпосылки для разработки бортового робота, который способен выполнить следующие задачи: 1) анализировать рабочую площадь; 2) выделять фрагменты коренной породы заданного диаметра; 3) определять координаты выделенных фрагментов; 4) захватывать выбранный фрагмент; 5) перемешать его в перелетный модуль.

ОРИЕНТАЦИЯ ПЫЛЕВОГО ПРИБОРА ДИАМОНД МИССИИ «ФОБОС-ГРУНТ» ВО ВРЕМЯ ПЕРЕЛЕТА НА ДОСТУПНЫХ УЧАСТКАХ ИЗМЕРЕНИЙ

Г.Г. Дольников, А.В. Захаров

Институт космических исследований Российской академии наук, г. Москва

В процессе проведения миссии «Фобос-Грунт» ориентация прибора ДИАМОНД относительно строительных осей аппарата является одной из важнейшей составляющих успеха его работы. Обсуждаются проблемы, связанные с получением надежной информации о пылевой составляющей окружающего пространства, как в процессе перелета Земля — Марс, так и последующих маневров вдоль орбит Фобоса и Деймоса. Расчеты произво-

дительности счета пылевых частиц прибора ДИАМОНД зависят от ориентации аппарата «Фобос-Грунт» и положения осей построения рабочей модели, которая непосредственно связана с положением таких небесных объектов как Марс, Солнце и Земля.

СИСТЕМА ИНФОРМАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ КОМПЛЕКСА НАУЧНОЙ АППАРАТУРЫ В ПРОЕКТЕ «ФОБОС-ГРУНТ»

А.А. Форш, М.И. Куделин, Т.Ю. Дроздова, Б.С. Новиков, Е.Б. Краснопецева
Институт космических исследований Российской академии наук, г. Москва

При реализации проектов по исследованию космического пространства на борт космического аппарата устанавливаются приборы, выполняющие различные научные эксперименты. Эти приборы, как правило, отличаются не только своими функциональными возможностями, но и информационными, управляющими и телеметрическими интерфейсами. Часто применяются научные приборы, ранее разработанные для других проектов.

Интегрирование таких разнообразных по своим характеристикам научных приборов в единый комплекс является типичным в космической отрасли. Объединение осуществляется с помощью специальной системы, играющей роль интеллектуального интерфейса между командно-управляющими, информационными, телеметрическими системами космического аппарата и разными научными приборами.

Такой подход позволяет разделить обработку служебных систем космического аппарата и научных приборов, что существенно упрощает этот процесс и сокращает сроки его проведения. Например, в проекте ВЕГА эта задача решалась с помощью двух приборов: БУНА и БЛИСИ; в проекте МАРС-96 — четырёхпроцессорной системой МВС.

В рамках миссии «Фобос-Грунт» управление работой комплекса научной аппаратуры КА и хранение формируемой им информации осуществляется с помощью системы информационного обеспечения комплекса научной аппаратуры (СИОК). СИОК представляет собой дублированный компьютер с расширенной энергонезависимой памятью для хранения данных и двумя резервированными информационно-управляющими интерфейсами в соответствии с ГОСТ Р 52070-2003 (MILSTD-1553B).

Рассмотрены вопросы схмотехнического построения отдельных модулей СИОК, приведены их основные технические характеристики, рассмотрены результаты обработки технологического образца СИОК и квалификационных испытаний его штатного образца.

СЕКЦИЯ 3 МЕТОДЫ И СРЕДСТВА НАЗЕМНОЙ ОТРАБОТКИ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫХ ПРИБОРОВ

СИСТЕМА ПОЗИЦИОНИРОВАНИЯ И ВИБРОЗАЩИТЫ ОПТИКО-МЕХАНИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА

А.М. Абакумов², П.К. Кузнецов², Г.Н. Мятлов¹, А.А. Винокуров¹

¹ ФГУП Государственного научно-производственного ракетно-космического центра «ЦСКБ-Прогресс», г. Самара

² Самарский государственный технический университет, г. Самара

ФГУП ГНП РКЦ «ЦСКБ-Прогресс», на территории которого располагается оптико-механический комплекс, совместно с Самарским государственным техническим университетом (СамГТУ) разработал систему позиционирования и виброзащиты оптических элементов коллиматора, входящего в оптико-механический комплекс (ОМК) для наземной отработки оптико-электронных приборов.

ОМК предназначен для испытаний и аттестации длиннофокусных объективов космических аппаратов (КА) и размещается в термовакуумной установке ТВУ 400-05, которая позволяет проводить длительные термовакуумные испытания КА в условиях, приближенных к условиям реальной эксплуатации. Основными элементами коллиматора являются оптически сопряженные элементы, расположенные на трех несущих рамах: главное (параболическое) зеркало и светоделительная пластина. В процессе аттестации коллиматора оптическая схема дополняется автоколлимационным зеркалом. Каждая из трех несущих рам Омк размещена на отдельных пневмоопорах, благодаря чему достигается независимое позиционирование и виброзащита каждой из рам.

На достоверность результатов испытаний и качество юстировки Омк существенное влияние оказывают возмущающие воздействия со стороны фундамента, что вынуждает уделять особое внимание вопросам его виброзащиты. Эффективным способом снижения вибрационных полей защищаемых объектов является использование активных систем виброзащиты (АСВ), с помощью которых осуществляется управление динамической жесткостью специально вводимых в механические системы амортизирующих элементов. В качестве амортизирующего элемента используется оригинальная управляемая пневмоопора, которая с эквивалентной массой виброизолируемого объекта рассматривается как объект управления (ОУ).

Для данного объекта синтезирована система управления в предположении случайного характера кинематических воздействий. В качестве критере-

рия оптимизации для АСВ принят минимум среднего квадрата отклонения виброзащищаемого объекта. Использована методика синтеза систем автоматического управления (САУ) по среднему квадрату отклонения, с учетом обеспечения устойчивости САУ и ограничения на мощность управления.

Установлено, что синтезированная оптимальная АСВ обеспечивает эффективное снижение вибрационных полей. Однако изменение и нечеткое задание значений параметров ОУ, в частности параметров амортизирующих элементов, в процессе функционирования АСВ, отсутствие текущей информации о возмущающих воздействиях значительно затрудняют эффективное подавление вибраций в прецизионном оборудовании.

Одним из перспективных исследуемых в данной работе направлений, повышающих качество работы автоматических систем виброзащиты, является использование нейросетевых технологий в управлении АСВ.

ИМИТАТОРЫ ЗВЕЗДНОГО НЕБА ДЛЯ НАЗЕМНОЙ ОТРАБОТКИ ДАТЧИКОВ АСТРООРИЕНТАЦИИ

Г.А. Аванесов, С.В. Воронков, Б.С. Дунаев, В.А. Красиков, В.А. Шамис, А.А. Фориш

Институт космических исследований Российской академии наук, г. Москва

При проведении наземных испытаний датчиков звездной ориентации перед их разработчиками стоит задача создания имитаторов для моделирования светооптических условий работы приборов в космосе. Рассмотрены различные имитаторы, используемые в Институте космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН) при наземных испытаниях звездных датчиков БОКЗ-М.

Наиболее достоверно условия работы приборов БОКЗ-М в космосе моделируются на созданном в ИКИ РАН стенде динамических испытаний, который позволяет проводить проверку функционирования звездных датчиков и отладку их программного обеспечения. Идея стенда заключается в замене реальной небесной сферы ее изображением на экране монитора, расположенного в поле зрения тестируемого прибора. Для обеспечения оптического эффекта удаления монитора от прибора в бесконечность между ними устанавливается коллиматор. Моделирование движения небесной сферы по экрану монитора осуществляется с помощью программного обеспечения (ПО) на основе данных каталога звезд на всю небесную сферу и с учетом орбитального движения космического аппарата (КА), на котором установлен прибор. В качестве начальных параметров для моделирования используются параметры орбиты (эксцентриситет, большая полуось, долгота восходящего узла, наклонение, аргумент перигея) и матрица взаимной ориентации осей приборной системы координат относительно осей системы координат космического аппарата. Помимо моделирования динамики движения тестируемого прибора, обуславливаемой орбитальным движением КА, ПО стенда обеспечивает возможность моделирования воздействия динамики системы управления КА, когда к вектору угловой скорости добавляются дополнительные составляющие по трем осям. Кроме того, ПО стенда обеспечивает

возможность моделирования различных помеховых факторов внешней среды: засветки поля зрения, протонов космического пространства, частиц собственной внешней атмосферы КА. Управление стендом может вестись как в автономном режиме при непосредственном вводе команд с клавиатуры, так и в режиме удаленного доступа по локальной сети. Описанный стенд существует в двух модификациях: стационарной, на базе 21-дюймового монитора и коллиматора с фокусным расстоянием 1 м, и мобильной, на базе миникомпьютера и короткофокусного объектива, за счет чего стенд имеет габариты, сопоставимые с тестируемым прибором.

Помимо описанного стенда в ИКИ РАН разработан имитатор звездного неба на базе слайда, содержащего изображение участка небесной сферы. В состав имитатора входит источник света, который подсвечивает слайд; коллиматор, который формирует на выходе параллельный пучок; конструктивный элемент, который объединяет все части имитатора и позволяет разместить его на бленде прибора в качестве постоянной крышки. Предполагается, что вместе со всеми новыми модификациями приборов БОКЗ-М будет поставляться указанный имитатор, который позволит проводить операции по входному контролю и проверке функционирования прибора на любом этапе его наземной отработки, вплоть до установки на космический аппарат.

СТЕНД ДЛЯ НАЗЕМНОЙ ОТРАБОТКИ ТЕЛЕВИЗИОННОЙ СИСТЕМЫ НАВИГАЦИИ И НАБЛЮДЕНИЯ В ПРОЕКТЕ «ФОБОС-ГРУНТ» И ЕГО ПРОГРАММНО-МАТЕМАТИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ

Е.В. Коломеев¹, В.А. Шамис¹, С.Б. Жуков², Е.Б. Краснопевцева, А.А. Фориш

¹ Институт космических исследований Российской академии наук, г. Москва

² Автономная некоммерческая организация «Космос – Наука и Техника» (АНО «Космос-НТ»), г. Москва

В настоящее время в опико-физическом отделе ИКИ РАН совместно с АНО «Космос-НТ» разработан стенд для наземной отработки аппаратуры телевизионной системы навигации и наведения (ТСНН) и программно-алгоритмического обеспечения посадки на Фобос.

Основное аппаратное решение, положенное в основу реальной картины звездного неба и поверхности Фобоса, представляет собой жидкокристаллический дисплей портативного мини-компьютера, установленного в поле зрения объектива одной из камер ТСНН. При этом имитация движения КА по орбите и отображение звезд достигается благодаря специальному программному обеспечению, работающему по командам от управляющего компьютера (УК) и протокола беспроводной связи WiFi.

Основные задачи стенда:

- управление камерами ТСНН в соответствии с требованиями БВЦ;
- имитация движения КА по орбите; отображение звездного неба и приближения к поверхности Фобоса;
- обеспечение работы ТСНН в режимах «Съемка звезд» и «Посадка»;
- визуализация репортажного кадра и построение карты пригодности;

- отображение опорных объектов для стереообработки, верификация расстояния до поверхности Фобоса;
- обработка алгоритмов определения боковой скорости движения КА при посадке.

Программное обеспечение стенда написано с использованием современной интегрированной среды разработки CodeGear RAD Studio и прикладных библиотек 32-разрядной операционной системы Microsoft Windows XP для платформы Intel.

ОЦЕНКА ТОЧНОСТИ ПРИБОРА БОКЗ-М ПО РЕЗУЛЬТАТАМ НАЗЕМНЫХ И ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЙ. АНАЛИЗ СИНХРОННОЙ РАБОТЫ ДВУХ ПРИБОРОВ

Г.А. Аванесов, В.А. Красиков, А.В. Никитин

Институт космических исследований Российской академии наук, г. Москва

Приборы БОКЗ-М успешно эксплуатируются на спутниках. В основном это космические аппараты дистанционного зондирования Земли из космоса.

Прибор БОКЗ-М используется в качестве астрокорректора гироскопических датчиков угловых скоростей. В последнее время он занимает все более весомое место в системе управления движением КА в реальном времени. Поэтому требования по точности к нему предъявляются все более жесткие. Так, для координатной привязки элемента съемочной системы высокого пространственного разрешения требуется точность порядка долей угловой секунды.

Приведены оценки точности прибора по результатам наземных и летных испытаний.

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

Так как ось Z прибора расположена под некоторым углом к оси съемочной системы, точность стабилизации аппарата будет составлять величину, пропорциональную косинусу угла установки и ошибке угла Z . Так для угла 45° между осями прибора и съемочной системы среднеквадратическая ошибка ориентации оси съемочной системы составит 11 угл.с.

Для повышения точности определения ориентации предлагается использовать синхронно работающие приборы на борту КА — достаточно, по крайней мере, работать с двумя приборами.

На космических аппаратах были проведены серии экспериментов по совместной работе двух приборов с минутным интервалом и штатным трехсекундным интервалом. На их основе построен и реализован алгоритм равноточного определения трехосной ориентации до 1,5 угл.с по каждой из трех осей, представленный в настоящем докладе.

Предлагается достичь точности стабилизации до 0,3 угл.с за счет апостериорной обработки совокупности данных об ориентации.

Приведен алгоритм апостериорного оценки точности при обработке натурных и стендовых измерений звездного координатора БОКЗ.

Также представлены алгоритмы апостериорного восстановления данных об ориентации и использования измерений звездных приборов для определения элементов внешнего ориентирования съемочной системы.

РЕЗУЛЬТАТЫ ОТРАБОТКИ ОПТИЧЕСКИХ СОЛНЕЧНЫХ ДАТЧИКОВ НА СТЕНДЕ ГЕОМЕТРИЧЕСКОЙ КАЛИБРОВКИ И ИСПЫТАНИЙ

Т.Ю. Дроздова

Институт космических исследований Российской академии наук, г. Москва

Оптический солнечный датчик (ОСД), разработанный и изготовленный оптико-физическим отделом ИКИ РАН, предназначен для определения направления на Солнце с точностью (3σ) до 3 угл.мин.

Прибор ОСД входит в состав контура управления ориентацией космического аппарата (КА), поэтому от качества его работы и точности выдаваемых прибором параметров может зависеть способность КА решать целевую задачу.

Неотъемлемая часть процесса разработки и испытаний прибора — отработка на стенде, которая позволяет выявить ошибки конструкторских, схемотехнических и алгоритмических решений.

Представлена методика отработки оптического солнечного датчика на стенде геометрической калибровки и испытаний ОСД. Приведены результаты отработки штатных приборов.

МЕТОДЫ ПОДТВЕРЖДЕНИЯ ОСНОВНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ЗВЁЗДНЫХ ПРИБОРОВ КА

В.И. Федосеев, С.А. Герасимов, А.Ю. Карелин, М.П. Колосов, А.Н. Исаков
ОАО «НПП «Геофизика-Космос», г. Москва

К современным приборам звёздной ориентации КА предъявляется весьма обширный набор требований, как по характеристикам самих приборов, так и по внешним воздействующим факторам. Поэтому подтверждение соответствия приборов предъявляемым требованиям представляет собой непростую задачу. К основным характеристикам, требующим подтверждения, можно отнести следующие:

- точностные характеристики;
- характеристики распознавания групп звёзд;
- характеристики устойчивости к динамическим воздействиям со стороны КА;
- устойчивость к температурным воздействиям с учётом вакуума;
- электрические характеристики;
- характеристики безотказности и долговечности;
- устойчивость к световым помехам;
- устойчивость и прочность при механических воздействиях;

- устойчивость к специфическим воздействиям (ИИКП, ЭСР, э/м поле, плазма и др.).

Рассматриваются методы, используемые в практике разработок для подтверждения указанных характеристик. Реализация проверок осуществляется с помощью специального оборудования и программного обеспечения.

РЕЗУЛЬТАТЫ НАЗЕМНЫХ ИСПЫТАНИЙ И ПОЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ ИК-ПРИБОРОВ ОРИЕНТАЦИИ ПО ЗЕМЛЕ ТИПА 342К

В.И. Варламов¹, О.В. Ветров¹, Е.Е. Семенов², Г.П. Тутов³

¹ ОАО «НПП «Геофизика-Космос», г. Москва

² ФГУП «МОКБ «МАРС», г. Москва

³ ОАО «ИСС», г. Железногорск

Инфракрасные приборы ориентации по Земле (ИК ПОЗ) типа 342К реализуют принцип секущего сканирования мгновенными угловыми полями двух пироэлектрических приемников излучения, сигналы которых преобразуются в цифровой вид и обрабатываются с использованием микроконтроллера в составе прибора.

ИК ПОЗ типа 342К прошли полный комплекс наземных проверок для этапа их использования на геостационарной орбите (ГСО). Два прибора 343К входят в состав аппаратуры КА «Казкат», запущенного на ГСО 18 июня 2006 г. Два прибора 342К входят в состав аппаратуры КА «Радуга-1М», запущенного на ГСО 8 декабря 2007 г.

В докладе рассмотрены структура источников информации для проверки функционирования прибора, а также реализованные в вычислительной системе прибора штатные и технологические режимы проверок.

Изложена методика проверок параметров приборов в процессе приемо-сдаточных испытаний с описанием аппаратуры проверочных средств. Приведены результаты проверок функционирования приборов, с использованием имитаторов Земли и Солнца, в штатных режимах работы и технологических режимах контроля функционирования.

На основе телеметрической информации о работе приборов в полете проведена оценка составляющих погрешностей измерений углов отклонения от центра Земли. Проанализированы выявленные в процессе летной эксплуатации аспекты дополнительного влияния излучения Солнца на точность измерений и пути дальнейшего повышения помехозащищенности приборов типа 342К.

ИССЛЕДОВАНИЕ СМЕЩЕНИЯ НА ПЗС-МАТРИЦЕ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО ЦЕНТРА ИЗОБРАЖЕНИЙ ЗВЕЗД ОТНОСИТЕЛЬНО ГЕОМЕТРИЧЕСКОГО ЦЕНТРА

Г.А. Аванесов, Т.В. Кондратьева, А.В. Никитин

Институт космических исследований Российской академии наук, г. Москва

Координаты энергетического центра изображения звезды в звездном координаторе — приборе БОКЗ-М — определяются с субпиксельной точностью методом среднего взвешенного.

При использовании прибора БОКЗ-М для управления космическим аппаратом (КА) в режиме реального времени, а также для решения задачи стабилизации КА по выбранной звезде (гидирование), необходимо получать стабильную точность до сотой доли элемента (пиксела) ПЗС-матрицы.

Для динамического анализа и оценки методической ошибки прибора были выполнены следующие эксперименты:

- компьютерное моделирование перемещений изображений статических звезд на ПЗС-матрице;
- съемка статических звезд на стенде динамических испытаний с малыми угловыми перемещениями;
- регистрация сфокусированного на ПЗС-матрице креста автоколлимационного теодолита; угловые смещения внутри элемента ПЗС-матрицы достигались за счет вертикального и горизонтального поворота теодолита;
- съемка реальных звезд, движущихся с угловой скоростью 15 угл.с/с.

При движении звезды вычислялась зависимость методической ошибки от направления на звезду.

При анализе выявлено, что методическая ошибка определения координат энергетического центра изображения звезды составляет 6 угл. с. Изменение методической ошибки носит синусоидальный характер.

Для устранения методической ошибки было предложено два пути:

- 1) аппроксимация изображения звезды функцией двумерного распределения Гаусса и оценка параметров аппроксимации (координат центра, коэффициента пропорциональности и ширины);
- 2) определение поправки в зависимости от положения энергетического центра; вычисление параметров функции поправок.

Изложены результаты проведенных экспериментов.

Показаны результаты моделирования изображения звезды двумерной функцией Гаусса и вычислена методическая ошибка определения координат центра звезды при вариации параметров функции распределения и моделировании микроперемещений.

Представлены результаты определения параметров функций микродисторсии и параметров аппроксимации функцией Гаусса.

РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ ПЗС-МАТРИЦ РОССИЙСКОГО И ЗАРУБЕЖНОГО ПРОИЗВОДСТВА НА ИСТОЧНИКАХ ЗАРЯЖЕННЫХ ЧАСТИЦ

Г.А. Аванесов, В.В. Акимов, С.В. Воронков

Институт космических исследований Российской академии наук, г. Москва

Начиная с 1999 г. в космосе функционируют датчики звездной ориентации, разрабатываемые в Институте космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН). Указанные приборы входят в состав различных космических аппаратов (КА) — от геостационарных спутников связи до международной космической станции. В качестве светоприемного устройства в звездных датчиках ИКИ РАН используются ПЗС-матрицы «Лев-2» производства ОАО «ЦНИИ Электрон», г. Санкт-Петербург. В течение нескольких лет в ИКИ РАН проводились работы по исследованию стойкости ПЗС-матриц «Лев-2» к радиационному воздействию.

Представлен обзор результатов проведенных исследований.

В течение всего срока активного существования приборы подвергаются воздействию ионизирующего излучения космического пространства, которое приводит к росту темнового сигнала ПЗС-матриц. Воздействие протонов солнечных вспышек или радиационных поясов Земли приводит к образованию на ПЗС-матрицах большого числа помеховых звездоподобных объектов, оказывающих негативное влияние на процедуру распознавания зарегистрированных звезд в рабочем каталоге звездного датчика. При этом часть таких объектов может исчезать при обновлении кадра ПЗС, а часть постоянно присутствовать на получаемых изображениях.

Для оценки стойкости ПЗС-матрицы «Лев-2» к воздействию ионизирующего излучения была проведена серия испытаний образца этой матрицы в составе звездного датчика на моделирующей установке на базе изотопа Co^{60} . В процессе испытаний оценивался рост темнового сигнала ПЗС в зависимости от накопленной дозы, от электрического режима работы прибора, исследовался процесс отжига радиационно-индуцированных зарядов в ПЗС.

Целью другой серии испытаний ПЗС-матриц являлась оценка стойкости ПЗС к возникновению устойчивых дефектов изображений при воздействии протонов. Испытаниям подвергались образцы ПЗС-матриц «Лев-2», а также ПЗС-матриц производства фирмы Kodak, планируемых к использованию в приборах проекта «Фобос-Грунт». В результате проведения экспериментов были рассчитаны сечения возникновения устойчивых дефектов изображений на различных ПЗС-матрицах, а также получены зависимости числа таких дефектов от рабочей температуры ПЗС.

РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ ПЗС-ЛИНЕЕК SONY ILX 703A И ILX 751B НА ИСТОЧНИКАХ ГАММА-ИЗЛУЧЕНИЯ Co^{60} РАЗЛИЧНОЙ ИНТЕНСИВНОСТИ

Т.Ю. Дроздова, С.В. Воронков

Институт космических исследований Российской академии наук, г. Москва

К числу многочисленных факторов, влияющих на функционирование приборов, установленных на борту космического аппарата (КА), относится воздействие ионизирующего излучения космического пространства (ИИ КП). Использование в составе приборов полупроводниковых электро-радиоизделий (ЭРИ), характеристики которых могут деградировать при накоплении в них поглощенных доз, делает актуальной задачу оценки радиационной стойкости этих изделий и разработку на ее основе средств защиты нестойких ЭРИ.

Одно из направлений деятельности оптико-физического отдела ИКИ РАН — исследование влияния гамма-излучения различной интенсивности на работоспособность электронных компонентов, входящих в состав приборов космического назначения.

Оптический солнечный датчик (ОСД), разработанный в отделе и обеспечивающий на борту КА определение направления на Солнце, содержит светочувствительный элемент — ПЗС-линейку.

В первой партии приборов ОСД, летные испытания которых начались летом 2008 года, в качестве светочувствительных элементов использовались ПЗС-линейки Sony ILX703A. Образцы таких ПЗС-линеек были подвергнуты радиационным испытаниям в составе макета оптического солнечного датчика на гамма-установке Co^{60} Института рентгенорадиологии при интенсивности излучения 1 рад/с, а также испытаниям на моделирующей установке на базе источника Co^{60} , созданной в ИКИ РАН, при интенсивности излучения 10^{-3} рад/с.

В настоящее время начат выпуск следующей партии оптических солнечных датчиков, в которых в качестве светочувствительных элементов используются ПЗС-линейки Sony ILX751B. Осенью 2007 г. четыре образца этих ПЗС-линеек прошли радиационные испытания в составе макета ОСД на гамма-установке Co^{60} при интенсивности излучения 1 рад/с. В течение первого полугодия 2008 г. были проведены испытания двух образцов ПЗС-линеек на моделирующей установке ИКИ РАН при интенсивности излучения 10^{-3} рад/с. Испытания проводились по циклограмме тестирования образцов ПЗС-линеек Sony ILX703A и в аналогичном объеме. Проведен сравнительный анализ результатов испытаний разных типов ПЗС-линеек.

Представлены результаты испытаний, показаны отличия в изменении характеристик ПЗС-линеек под воздействием гамма-излучения интенсивностью 1 рад/с, проанализировано влияние гамма-излучения на их работоспособность в составе оптического солнечного датчика, а также приведены максимальные значения суммарной поглощенной дозы, при которой ПЗС-линейки указанных типов могут считаться работоспособными в составе прибора. Приведен также сравнительный анализ результатов испытаний двух типов ПЗС-линеек на источниках Co^{60} разной интенсивности

и заключение об их взаимозаменяемости в составе оптического солнечного датчика с точки зрения стойкости к радиационному излучению.

РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ ОПТИЧЕСКОГО СОЛНЕЧНОГО ДАТЧИКА НА ПРОТОННОМ УСКОРИТЕЛЕ

С.В. Воронков, Т.Ю. Дроздова

Институт космических исследований Российской академии наук, г. Москва

Испытания оптического солнечного датчика (ОСД) на протонном ускорителе проводились с целью получения оценки стойкости прибора к воздействию протонов различных энергий при работе в открытом космическом пространстве.

Под воздействием протонов в электронике прибора могут возникать одиночные сбои, что может привести к ошибкам в процедуре определения направления на Солнце. Кроме того, воздействие протонов на оптический блок прибора может вызвать дополнительные шумы в сигнале светочувствительного элемента прибора, что также может стать причиной возникновения ошибок при определении ориентации.

Первым этапом исследования влияния протонного излучения на работу ОСД стали испытания лабораторного макета прибора. В процессе испытаний макет не проводил измерений, выполнялось экспонирование и сохранение изображений с ПЗС-линейки, подвергаемой воздействию протонов. В дальнейшем при обработке результатов испытаний на основе анализа полученных изображений выполнялось математическое моделирование процесса влияния протонов на логику работы прибора.

На втором этапе исследования воздействию протонного излучения подвергался штатный образец оптического солнечного датчика, который испытывался по штатной циклограмме работы с использованием имитатора Солнца. На основе полученных результатов испытаний оценивалась вероятность возникновения сбоев в работе прибора при воздействии протонного потока с заданным флюенсом.

Приведены результаты теоретической и экспериментальной оценки влияния протонного излучения на работоспособность оптического солнечного датчика

КОНТРОЛЬ И ИЗМЕРЕНИЯ ТОЧНОСТНЫХ ПАРАМЕТРОВ ОПТИКО-МЕХАНИЧЕСКИХ СКАНИРУЮЩИХ УСТРОЙСТВ СИСТЕМ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

П.П. Моисеев

НПП «АСТРОН ЭЛЕКТРОНИКА», г. Орел

При создании прецизионных оптико-механических сканирующих устройств систем дистанционного зондирования Земли необходимо обеспечение выполнения ряда задач, связанных с настройкой системы управления, оптическими юстировками, измерением точностных характеристик

выполнения закона сканирования в нормальных и в жестких условиях эксплуатации.

Для выполнения поставленных задач предлагаются три подхода к реализации динамических методов, обеспечивающие повышение точности и достоверности контроля:

1. Измерение выполнения однокоординатного закона сканирования системой измерения на базе лазерного гониометра в процессе развертки.
2. Контроль выполнения однокоординатного и двухкоординатного закона сканирования по результатам съемки фотометрической камерой на ПЗС-матрице движения пучка от точечного источника света.
3. Измерение выполнения однокоординатного или двухкоординатного закона сканирования по результатам фиксации времени прохождения сканирующим зеркалом контрольных углов, относительно времени начала сканирования. Контрольные углы задаются положением осей интерферометрических нуль-индикаторов.

Указанные методы, методики их реализации и комплекс оборудования впервые были разработаны и применены при создании систем контроля и измерения для прецизионных оптико-механических сканирующих устройств ПКР-Т и БСКР-Т (разработчик СКБ КП ИКИ РАН), входящих в состав многозональной сканирующей системы МСУ-ГС (разработчик ФГУП «РНИИ КП»).

Показан комплекс оборудования, представлены результаты контроля и измерения.

О ПРОВЕДЕННЫХ В ИКИ АЭРОКОСМИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЯХ ЗЕМЛИ (ИСТОРИЧЕСКИЙ ЭКСКУРС)

Я.Л. Зиман

Институт космических исследований Российской академии наук, г. Москва

Первый крупный космический эксперимент, подготовленный и проведенный ИКИ на пилотируемой орбитальной станции «Салют» в 1971 г. (в рамках программы Л1-Л3, предусматривающей на первом этапе картографирование Луны), включал синхронную фотосъемку земной поверхности и звезд и положил начало всем последующим работам отдела по исследованиям в оптическом диапазоне Земли, других небесных тел, а также навигационным определениям.

После запуска американцами ИСЗ Landsat по инициативе дирекции в ИКИ начали разворачиваться работы по исследованиям Земли из космоса, включавшие на первом этапе натурное моделирование этих исследований с самолета и распространение среди заинтересованных организаций нового вида видеоспектрометрической информации о земной поверхности.

В 1972–1973 гг. по решению ЦК КПСС и Совета Министров в стране под эгидой двух правительственных организаций — Военно-промышленной комиссии (ВПК) и Государственного комитета по науке и технике (ГКНТ) начала создаваться космическая система «Ресурс» исследования природных ресурсов Земли (Система ИПРЗ); были определены головные ведомства, на которые возлагались эти работы. На Академию наук и, в частности, на ИКИ, была возложена разработка научных основ, методов и экспериментальных технических средств исследований Земли из космоса. Минобщешемашу и Минэлектротехпрому предписывалось обеспечение создания КА Системы и их функционирования. Головными заказчиками подсистем «Ресурс-Ф» и «Ресурс-О» были определены, соответственно, Главное управление геодезии и картографии (ГУГК) и Гидрометеослужба.

В период с 1975 по 1985 г. в ИКИ были проведены работы по ИПРЗ, в частности, включавшие:

- создание совместно с НП «Карл-Цейсс-Йена» ГДР, летно-конструкторские испытания (ЛКИ) и внедрение в практику ИПРЗ многозонального фотоаппарата «МКФ-6», предназначенного для штатных производственных космических съемок;
- эксперимент «Фрагмент», включавший разработку и ЛКИ космической восьмизональной оптико-электронной сканирующей

съемочной системы, видеоданные с которой 4 года передавались со спутника «Метеор-Природа» в цифровом виде и распространялись среди заинтересованных организаций;

- создание совместно со специалистами ЛИТМО единственного по сей день в стране видеоспектрометра.

В этом же десятилетии по нашей с Генрихом Аванесовым инициативе в рамках программы «Интеркосмос» была образована рабочая группа международного сотрудничества по дистанционному зондированию Земли (ДЗЗ) и Академией наук начал издаваться периодический журнал «Исследование Земли из космоса».

Проведя комплекс научных исследований, методических и приборных разработок и космических экспериментов, институт выполнил свои обязательства в рамках программы создания системы ИПРЗ «Ресурс». Однако заказчики этой системы не стремились использовать разработки ИКИ. Не вмешивались в сложившуюся ситуацию и курировавшие эти работы ВПК и ГКНТ; не способствовали становлению системы «Ресурс», впрочем, как и космической метеорологической системы, решения Минобщешемаша и его преемника Росавиакосмоса.

После запуска в космос системы «Фрагмент» директор института академик Р.З. Сагдеев решил перенацелить отдел на исследование кометы Галлея, закрыв финансирование исследований Земли. Так, в первой половине восьмидесятых годов, в ИКИ были свернуты работы по ДЗЗ, и только спустя два десятилетия они возобновились в отделе в инициативном порядке; разработанными в последние годы многозональными ТВ-системами проведены наземные панорамные и экспериментальные аэросъемки, а созданные летные образцы этой аппаратуры поставлены во ВНИИЭМ для подготавливаемого к полету КА «Метеор-М».

КОМПЛЕКС МНОГОЗОНАЛЬНОЙ СПУТНИКОВОЙ СЪЕМКИ КА «МЕТЕОР-М»

Г.А. Аванесов, Я.Л. Зиман, И.В. Полянский, А.А. Фори

Институт космических исследований Российской академии наук, г. Москва

Космический аппарат «Метеор-М» является частью космического комплекса гидрометеорологического назначения, предназначенного для оперативного дистанционного измерения различных физических величин, характеризующих состояние и свойства атмосферы, земной и водной поверхностей. Одной из задач является получение и передача в приемные центры многозональных цифровых изображений земной и водной поверхностей посредством аппаратуры комплекса многозональной спутниковой съемки (КМСС).

В состав аппаратуры, устанавливаемой на борт КА «Метеор-М» № 1, входят два вида многозональных камер: МСУ-100 и МСУ-50, предназначенных для съемки поверхности Земли и облачных образований с разрешением ~60 и ~120 м. Съемка осуществляется в шести зонах видимой и ближней ИК-областей электромагнитного спектра.

Суммарная полоса обзора, формируемая двумя приборами МСУ-100 и одним МСУ-50, составляет ~950 км, что в сочетании с пространственным разрешением и количеством спектральных каналов должно стать востребованным предложением среди существующих космических видеоданных.

Ведется разработка комплекса КМСС-М второго поколения, предназначенного для применения в составе целевой аппаратуры космического аппарата «Метеор-М» № 2 и последующих модификаций. Отличительной особенностью комплекса КМСС-М является возможность совместной работы с бортовой координатно-временной системой с целью автоматического определения элементов внешнего ориентирования получаемых изображений.

СПЕКТРОЗОНАЛЬНАЯ СИСТЕМА УЛЬТРАФИОЛЕТОВОГО ДИАПАЗОНА: АППАРАТУРА И РЕЗУЛЬТАТЫ ДИСТАНЦИОННЫХ И ГИПЕРСПЕКТРАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ ГЕОСИСТЕМЫ «АТМОСФЕРА – ЗЕМЛЯ» НА ПИЛОТИРУЕМЫХ СТАНЦИЯХ

Г.Г. Райкунов, Б.А. Землянский, Г.Ф. Карабаджак, Ю.А. Пластинин, Е.В. Маколкин, Г.Ф. Сипачев, Е.Ю. Сженев, Б.А. Хмелинин
ФГУП ЦНИИМаш, г. Королев, Московская область

Рассмотрены вопросы создания и применения в дистанционном зондировании Земли (ДЗЗ) высокочувствительной в ультрафиолетовой области спектра аппаратуры с использованием принципов усиления света и многоканального спектрального мониторинга на основе автоматизированных спектрометров нового поколения.

Разработанная в ЦНИИМаш малогабаритная спектрозональная система ультрафиолетового диапазона «Фиалка-МВ» для исследований на ОК «МИР» и последующая модификация «Фиалка-МВ-Космос» для исследований на РС МКС были предназначены для решения фундаментальных и научно-прикладных задач широкого профиля, в т. ч. для дистанционных и гиперспектральных исследований в ультрафиолетовой области спектра геосистемы «атмосфера – Земля».

При разработке спектрозональной системы (СПЗС) использованы современные достижения оптоэлектронной техники (солнечно-слепые электронно-оптические преобразователи — ЭОПы — с микроканальным усилением, оптоволоконные малогабаритные автоматизированные спектрометры, цифровая регистрация информации и специализированное программное обеспечение для обработки больших объемов результатов измерений и др.).

Система СПЗС включает три канала регистрации: высокочувствительную УФ-камеру с набором узкополосных и широкополосных УФ-фильтров (на уровне пороговой чувствительности по облученности $\sim 10^{-18}$ Вт/см²), автоматизированный узкополосный спектрометр с оптоволоконным входом для диапазона спектра от 220 до 900 нм с разрешением $\sim 1,3$ нм и цифровую трехматричную видеокамеру.

Описываются методы калибровки аппаратуры на борту пилотируемой станции (ПС) с использованием естественных источников излучения (звезд, Луны).

Обобщаются результаты измерений в течение 1997–2007 гг. пространственно-временной структуры геосистемы «атмосфера – Земля» при ночных условиях в ультрафиолетовом диапазоне спектра и спектрального альbedo в диапазоне длин волн от 300 до 900 нм по трассе полета ПС в дневных условиях.

Обсуждаются результаты наблюдений аномальных явлений в верхней атмосфере Земли и при гиперспектральном мониторинге геосистемы «атмосфера – Земля», которые позволяют уточнить современные модели нейтральной атмосферы Земли. Так, трассовые наблюдения сверхслабых эмиссий в верхней атмосфере Земли в районе геомагнитной активности в районе Индийского океана и в предгорьях Гималаев показывают сильную зависимость пространственно-временной структуры эмиссионного слоя на высотах от 90 до 120 км от характера и структуры земной поверхности. Гиперспектральные исследования геосистемы «атмосфера – Земля» выявили сильную зависимость спектрального альbedo от структуры атмосферы и поверхности Земли. Эти исследования также продемонстрировали возможность количественных измерений содержания в атмосфере озона, паров воды, O₂ и др. молекулярных компонентов в одном эксперименте в зависимости от структуры подстилающей поверхности Земли и структуры облачного покрова.

Результаты дистанционных и гиперспектральных исследований, выполненных на пилотируемых станциях ОК «МИР» и РС МКС, показали высокую информативность и перспективность использования УФ-диапазона спектра при проведении ДЗЗ для исследований пространственно-временной структуры геосистемы «атмосфера – Земля».

МСУ-200 — НОВАЯ КОСМИЧЕСКАЯ МНОГОЗОНАЛЬНАЯ КАМЕРА СРЕДНЕГО РАЗРЕШЕНИЯ ДЛЯ ЭКОПРИРОДНОГО МОНИТОРИНГА

Г.А. Аванесов, И.В. Полянский

Институт космических исследований Российской академии наук, г. Москва

В оптико-физическом отделе ИКИ РАН разработан проект многозональной камеры МСУ-200, предназначенной для установки на борту космических аппаратов (КА) вне гермоотсека с целью проведения оптико-электронной съемки земной и водной поверхностей в нескольких зонах электромагнитного спектра.

Разрабатываемая камера обеспечивает проведение съемок с пространственным разрешением 15...25 м в четырех каналах видимой и ближней ИК-области спектра (0,4...0,5; 0,5...0,6; 0,6...0,7 и 0,76...0,9 мкм). При этом ширина полосы захвата на поверхности Земли составляет, соответственно, 150...250 км.

С целью обеспечения высокого качества изображения разработан специальный светосильный объектив «Руссар-Метео-200», характеризующийся

высоким значением оптической передаточной функции во всем спектральном диапазоне.

Используемая оптическая система светоделения на дихроических металлических зеркалах позволяет распределить световой поток с минимальными потерями энергии, а также обеспечить точное совмещение изображений спектральных каналов.

Высокая степень интеграции используемых электронных компонентов и оригинальные конструктивные решения позволили разработать недорогую компактную многозональную камеру, предназначенную для установки как на малые КА дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), так и на космические аппараты разного назначения.

КОМПЛЕКС СРЕДСТВ ДЛЯ КООРДИНАТНО-ВРЕМЕННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «МЕТЕОР-М» № 1

Г.А. Аванесов¹, Я.Л. Зиман¹, С.А. Дятлов¹, Р.В. Бессонов¹, А.Н. Куркина¹, А.С. Василейский², А.А. Форш¹

¹ Институт космических исследований Российской академии наук, г. Москва

² АНО «Космос-НТ», г. Москва

В настоящее время стало возможным использование спутниковых навигационных систем ГЛОНАСС/GPS для координатно-временного обеспечения космических аппаратов. Так, на космическом аппарате «Метеор-М» № 1 для привязки данных полезной нагрузки используется комплекс координатно-временного обеспечения (ККВО). Комплекс состоит из прибора звездной ориентации БОКЗ-М и аппаратуры спутниковой навигации АСН-М-М и предназначен:

- для определения параметров ориентации КА с точностью 2" (положение оси прибора БОКЗ-М) и 20" (вокруг оси прибора БОКЗ-М);
- определения параметров орбитального движения центра масс КА с точностью 10...20 м;
- определения точного времени;
- формирования секундной метки, привязанной к всемирному координированному времени UTC с точностью 1 мкс.

Навигационная информация, выдаваемая системой АСН-М-М, передается по дублированному мультиплексному каналу информационного обмена (МКО) в компьютер экспериментальной системы ориентации (КЭСО), где используется совместно с данными об ориентации КА, формируемыми прибором БОКЗ-М. Кроме того, эта информация перехватывается подключенным к шине МКО периферийным адаптером (ПА) бортовой информационной системы (БИС-М) и передается совместно с данными с БОКЗ-М в систему БИС-М. Система БИС-М замешивает навигационную информацию в поток видеоданных, формируемых комплексом многозональной спутниковой съемки (КМСС) и передаваемых затем по радиоканалу на наземные приемные станции. Формируемый системой АСН-М-М импульсный сигнал секундной метки передается четырем независимым потребителям — КЭСО (основной и резервный), БОКЗ-М и ПА БИС-М.

Наземная обработка навигационных данных и данных об ориентации ККВО с видеoinформацией КМСС позволяет в автоматическом режиме оперативно осуществлять фотограмметрическую реконструкцию изображений, определение географических координат изобразившихся объектов земной поверхности, нанесение на полученные изображения координатной сетки, трансформирование изображения в заданную картографическую проекцию, а также синтез многоканальных изображений.

ФОРМИРОВАНИЕ ВРЕМЕННЫХ ДИАГРАММ ФПЗС В ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОМ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕ

Р.С. Дюльдин, А.Ю. Максименко

Филиал ФГУП «ГНП РКЦ «ЦСКБ-Прогресс» — НПП «ОПТЭКС», г. Москва

Космические аппараты (КА) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) могут производить съемку поверхности при некотором угле крена, в этом случае скорость движения изображения будет различаться по всей длине фотозоны оптико-электронного преобразователя. Использование ФПЗС с временной задержкой и накоплением (ВЗН) в оптико-электронных преобразователях (ОЭП) требует согласованности между скоростью движения изображения и строчной частотой фотоприемника. Для этого блок структурно делится на общую часть и зоны компенсации. Зоны компенсации могут работать на различных частотах. В них происходит формирование временных диаграмм ФПЗС по сигналам начала строки, формирующимся для каждой зоны компенсации в общей части блока ОЭП.

В ОЭП системы приема и преобразования изображения (СППИ) КА «Ресурс-ДК1» используется псевдорегулярное тактирование, при котором длина строки изменяется дискретно. Величина дискрета вычисляется в общей части блока по коду деления опорной частоты (КДОЧ) и передается в зоны компенсации в виде сигнала псевдострок (ПС). Длина строки для каждой из зон компенсации вычисляется по коду псевдорегулярной последовательности (КПП). Также для каждой зоны задается код секций накопления (КСН), влияющий на чувствительность фотоприемников. Для изменения других параметров, влияющих на временные диаграммы, требовалось менять конфигурацию ПЛИС, формирующей временные диаграммы.

В оптико-электронных преобразователях СППИ, планируемой к применению на КА «Ресурс-П», кроме псевдорегулярного тактирования предусмотрено еще и классическое, при котором длительность строки меняется с малой дискретностью. Длительность строки задается КДОЧ, общим для всех зон компенсации, и кодом длительности строки (КДС). КДС задается для каждой зоны компенсации отдельно. Новый алгоритм формирования временных диаграмм ФПЗС позволяет задавать для каждой зоны компенсации: начало и конец каждой регистровой пачки, начало каждой матричной фазы, начало затвора матрицы, перекрытие матричных фаз, длительность затвора матрицы, количество реверсивных тактов регистровой частоты и количество тактов останова.

Данный алгоритм является гибким средством формирования тактовых диаграмм для ФПЗС, позволяющим осуществлять съемку при различных скоростях движения изображения. Так как все параметры временных диаграмм могут задаваться извне, то его можно с успехом адаптировать под различные ФПЗС серии «Крузи».

МОДУЛЬ СЖАТИЯ ВИДЕОИНФОРМАЦИИ МЕТОДОМ ДИКМ С ПРОРЕЖИВАНИЕМ

А.М. Кузьмичев, А.Ю. Фаткуллин, А.М. Литманович
Филиал ФГУП «ГНП РКЦ «ЦСКБ-Прогресс» — НПП «ОПТЭКС», г. Москва

Метод сжатия дифференциальной импульсно-кодовой модуляции (ДИКМ) не обладает такой высокой степенью сжатия видеоинформации (ВИ), как, скажем, JPEG или Wavelet, однако существует ряд способов повысить степень сжатия, не теряя основного плюса данного метода — его помехоустойчивости. В качестве одного из таких способов был выбран метод прореживания ВИ в шахматном порядке. Основой данного алгоритма является предварительное прореживание входного изображения в шахматном порядке, кодирование прореженных отсчетов. Прореживание в шахматном порядке наиболее предпочтительно по сравнению с прореживанием только по строкам или только по столбцам, так как при съемке возможны горизонтальные или вертикальные объекты шириной или длиной в один пиксель, соответственно, а вот диагональный элемент обязательно проявится и на соседних с ним пикселях.

Ввиду того, что видеоинформация обладает избыточностью, то есть, как правило, соседние точки, как по горизонтали, так и по вертикали, в изображении близки по цвету, то потеря части данных, после восстановления, не приводит к существенному ухудшению изображения. Однако даже при потере отдельных точек изображения, или целых объектов, существует возможность их восстановления в декодирующем устройстве при помощи корректирующей информации.

Разработан модуль сжатия на базе алгоритма ДИКМ, использующий метод сжатия с прореживанием в шахматном порядке входной видеоинформации, что позволило повысить производительность существующего модуля. Выходной поток, очевидно, имеет в два раза меньшую плотность по сравнению с прошлой версией. Модуль также формирует пакеты корректирующей информации, предназначенные для правильной работы декодирующего устройства.

ФОРМИРОВАНИЕ И ПЕРЕДАЧА ПАКЕТОВ ИНФОРМАЦИИ ПО ВЫСОКОСКОРОСТНОМУ КАНАЛУ СВЯЗИ

А.С. Рахмьянов, А.М. Кузьмичёв
Филиал ФГУП «ГНП РКЦ «ЦСКБ Прогресс» — НПП «ОПТЭКС», г. Москва

Рассматривается формирование и передача пакетов видеоинформации по высокоскоростному каналу. Сжатая видеоинформация (СВИ) от трех полузон попадает в модуль поматричного формирования пакетов СВИ. Пакеты данных видеоинформации (ВИ), формируемые в ПЛИС СнК, имеют 8-разрядный формат. Длина передаваемых пакетов данных равна 1024 байтам, где 1012 байт — СВИ и 12 байт — служебной информации (СЛИ). Коммутация СВИ осуществляется схемой управления очередностью считывания из 13 двухкилобайтных FIFO трёх полузон. Пакеты СВИ каждой полузоны поступают на входы трёх FIFO, в 10-е, 11-е и 12-е FIFO происходит запись пакетов шивки каждой полузоны СШ, в 13-е FIFO осуществляется запись пакетов СЛИ. Схема управления очередностью считывания проводит опрос FIFO на наличие хотя бы в одном из них целого пакета. Из заполненных FIFO происходит последовательное считывание информационных пакетов в общую 8-разрядную шину данных, через управляемые буфера, и их дальнейшая запись в регистры. Каждый байт пакета записывается в один из 4 восьмиразрядных регистров. Управление очередностью записи в регистры осуществляется схемой управления очередностью считывания. Далее информация, записанная в регистрах, одновременно перезаписывается в пять 2-килобайтных FIFO, реализованных на базе блочной памяти ПЛИС СнК. При заполнении FIFO 4 пакетами генерируется сигнал, поступающий в микросхему GigaSTaR, о том, что пакеты готовы к передаче. Микросхема GigaSTaR выдает сигнал разрешения SE и тактирующие импульсы, частотой 33 МГц, по которым производится считывание пакетов ВИ из FIFO в микросхему GigaSTaR, по 36-разрядной шине данных.

ПРЕЦИЗИОННЫЕ ОПТИКО-МЕХАНИЧЕСКИЕ СКАНИРУЮЩИЕ УСТРОЙСТВА СИСТЕМЫ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ МСУ-ГС

Э.И. Рожавский¹, П.П. Моисеев²

¹ Институт космических исследований Российской академии наук, г. Москва

² НПП «АСТРОН ЭЛЕКТРОНИКА», г. Орел

Для обеспечения развертки в видимом и инфракрасном каналах многозональной сканирующей системы МСУ-ГС применяются прецизионные оптико-механические сканирующие устройства ПКР-Т и БСКР-Т, разработанные в СКБ КП ИКИ РАН.

Данные сканирующие устройства отличаются от известных российских аналогов применением моментных бесконтактных двигателей постоянного тока, датчиков углового положения типа СКВТ (синусно-косинусный вращающийся трансформатор), датчиков углового положения сканирующего зеркала на элементах Холла.

Сканирующее устройство ПКР-Т обеспечивает выполнение однокоординатного закона сканирования с углом сканирования $13,05^\circ$, угловой скоростью менее $0,8$ рад/с, нелинейностью выполнения закона сканирования $2,5\%$ и повторяемостью (СКО) $0,7\%$.

Сканирующее устройство БСКР-Т обеспечивает выполнение двухкоординатного закона сканирования (по строке и по кадру), со следующими параметрами:

- по строке — угол сканирования $\pm 5,3^\circ$, угловая скорость около 5 град/с, нелинейность выполнения закона сканирования 20% , повторяемость (СКО) $3,5\%$;
- по кадру — угол сканирования 20° , количество положений 35 , нелинейность выполнения закона сканирования 20% , повторяемость (СКО) 7% .

Показан состав сканирующих устройств, представлены результаты измерения закона сканирования.

КОРРЕЛЯЦИОННЫЕ ПОРТРЕТЫ ГИПЕРСПЕКТРАЛЬНЫХ ДАННЫХ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ

Б.М. Балтер, В.В. Егоров, В.А. Котцов, М.В. Стальная

Институт космических исследований Российской академии наук, г. Москва

В отличие от многоспектральных данных, квазинепрерывность гиперспектральных данных по длине волны открывает возможность построения корреляционных портретов. Корреляционный портрет — это матрица межканальных корреляций, рассчитанная по выбранному фрагменту изображения. Обычно она представляется в условных цветах: фиолетовый — минимум (-1 или больше), красный — максимум (1 или меньше). В первой части работы иллюстрируется механизм формирования корреляционных портретов. Рассмотрены три варианта:

1. Портреты, образованные двумя имитированными спектральными линиями в результате флуктуаций. Флуктуации могут быть независимыми или же обусловленными изменением относительного вклада в пиксел каждого из двух рассматриваемых объектов. В последнем случае интенсивности линий связаны ограничением: сумма вкладов должна быть равна единице. Это влияет на корреляционные портреты.
2. Портреты, образованные линиями реальных веществ (взятыми из спектральных библиотек), но с имитированными флуктуациями. Те же два варианта флуктуаций.
3. Портреты, полученные по реальным съемкам.

Во второй части описано применение корреляционных портретов как средства быстрой и устойчивой к шуму визуализации пространственной изменчивости веществ, связанных с разными спектральными линиями. Визуальное распознавание разных типов пространственной изменчивости опирается на считывание с корреляционного портрета характерных структур и

эффективно только при квазинепрерывности данных по длине волны. Результаты иллюстрируются данными гиперспектрометров AVIRIS и Нумар.

В третьей части описано картирование сходства корреляционных портретов. Если известен участок с несколькими характерными спектрами, причем пропорция соответствующих объектов сильно варьирует от пикселя к пикселю, то соответствующий корреляционный портрет можно использовать в качестве образца для поиска других участков с такой же пространственно-спектральной изменчивостью. Для этого вокруг каждого пикселя берется область заданного размера, и по ней строится корреляционный портрет. Далее рассчитывается мера сходства этого портрета с корреляционным портретом-образцом, и значение меры отображается условным цветом пикселя. В силу чувствительности к амплитуде вариаций спектра, карты сходства корреляционных портретов подчеркивают границы на изображении. Но это границы не между любыми объектами, а только между теми, которые содержат примерно те же спектральные линии, что и обучающий участок. Для изображений, в которых, в силу высокого пространственного разрешения, нехарактерно смешивание разных объектов в одном пикселе, и корреляционные карты относительно невыразительны. На всех них присутствуют примерно одни и те же границы, и влияние выбора обучающего участка сводится к выбору своего рода фильтра, который усиливает одни границы и ослабляет другие. Поэтому корреляционные карты приходится рассматривать не самостоятельно, а в сравнении друг с другом. Приводится сопоставление корреляционных карт, построенных на основе обучающих участков разного типа или по одному обучающему участку, но на основе сходства разных областей корреляционного портрета. Показано, что такая «дифференциальная диагностика» весьма чувствительна к пространственным вариациям тонких спектральных различий.

СИНТЕЗ ВИДЕОДАННЫХ МНОГОЗОНАЛЬНЫХ СЪЕМОЧНЫХ СИСТЕМ РАЗЛИЧНОГО ПРОСТРАНСТВЕННОГО РАЗРЕШЕНИЯ

Б.С. Жуков

Институт космических исследований Российской академии наук, г. Москва

Оценка совокупности физических, химических, биологических и других характеристик наблюдаемых объектов по спутниковым наблюдениям требует совместной обработки видеоданных, полученных съемочными системами различных спектральных диапазонов — от видимого до СВЧ. Одна из проблем при этом состоит в различном пространственном разрешении различных съемочных систем и часто также различных спектральных каналов одной и той же съемочной системы. Описывается метод синтеза видеоданных различного пространственного разрешения, в основе которого лежит совмещение видеоданных всех съемочных систем на общем базисе — системе классов, распознаваемых на изображениях, полученных съемочной системой наиболее высокого разрешения. В результате для каждого класса, распознанного на изображении высокого разрешения, находится его полный спектр, охватывающий все имеющиеся в распоряжении спектральные

каналы различного пространственного разрешения. Достоинствами данного метода являются универсальность, статистическая несмещенность оценок радиометрических характеристик классов и отсутствие необходимости в использовании априорной информации или моделей.

Приводятся примеры применения метода и оценки его чувствительности к неоднородности снимаемых объектов и аппаратурным ошибкам.

ПРЕДВАРИТЕЛЬНАЯ ОБРАБОТКА ДАННЫХ КОМПЛЕКСА МНОГОЗОНАЛЬНОЙ СПУТНИКОВОЙ СЪЕМКИ (КМСС) С КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА (КА) «МЕТЕОР-М»

Б.С. Жуков¹, С.Б. Жуков², Я.Л. Зиман¹, И.В. Полянский¹, О.В. Бекренев³, Л.И. Пермитина³

¹ Институт космических исследований Российской академии наук, г. Москва

² Автономная некоммерческая организация «Космос – Наука и Техника» (АНО «Космос-НТ»), г. Москва

³ Научный центр оперативного мониторинга Земли ФГУП «РНИИ КП», г. Москва

Комплекс многозональной спутниковой съемки (КМСС) на КА «Метеор-М» № 1 позволит получать видеоданные в полосе захвата шириной более 900 км с разрешением 60 м в трех спектральных зонах, оптимизированных для исследований суши, и с разрешением 120 м в трех зонах, оптимизированных для исследований акваторий. На этапе летно-конструкторских испытаний КА предварительная обработка видеоданных КМСС до уровня L1B будет проводиться в НЦ ОМЗ по разработанным в ИКИ РАН, АНО «Космос-НТ» и НЦ ОМЗ программам. После выделения видеоданных КМСС, служебной и навигационной информации из информационного потока КА проводятся: радиометрическая коррекция видеоданных и формирование зональных изображений, их временная и географическая привязка и геометрическое совмещение.

Для абсолютной радиометрической коррекции видеоданных КМСС используются калибровочные файлы, полученные при наземной радиометрической калибровке КМСС, которые в ходе летной эксплуатации будут проверяться и при необходимости корректироваться по результатам съемок тестовых участков и Луны. Кроме того, при коррекции используются результаты бортовых измерений темнового сигнала для каждой строки изображения.

Временная и географическая привязка каждого зонального изображения осуществляется с использованием данных навигационных измерений и результатов наземной геометрической калибровки КМСС, которая будет проверяться и при необходимости корректироваться по снимкам опорных объектов на земной поверхности с известными координатами. Навигационные измерения будут осуществляться штатными системами измерения положения и ориентации КА, а также в экспериментальном режиме — комплексом координатно-временного обеспечения (ККВО). В последнем случае возможна географическая привязка изображений с точностью порядка

одного пиксела. Совмещение зональных изображений в заданной географической проекции осуществляется по результатам их географической привязки.

АППАРАТНО-ПРОГРАММНЫЕ СРЕДСТВА ОТРАБОТКИ ПРИБОРОВ КОМПЛЕКСА МНОГОЗОНАЛЬНОЙ СПУТНИКОВОЙ СЪЕМКИ (КМСС)

Е.В. Коломеец

Институт космических исследований Российской академии наук, г. Москва

На протяжении последних нескольких лет в оптико-физическом отделе ИКИ РАН совместно с АНО «Космос-НТ» было создано несколько типов многозональных сканирующих устройств (МСУ) для съемки земной поверхности из космоса. Это стало возможным благодаря успешному завершению работ по созданию авиационного комплекса дистанционного зондирования (АКДЗ), предназначенного для стереосъемок земной поверхности с самолетов.

Используемый принцип цифровой съемки, основанный на регистрации и передаче изображения посредством линейных ПЗС-детекторов, потребовал от разработчиков создания аппаратно-программного комплекса (АПК), необходимого для регистрации и записи видеоданных высокоскоростных каналов обмена (до 800 Мбит/с) в режиме реального времени. При этом визуальный контроль принимаемых видеоданных и возможность изменения набора параметров управления приборов решались средствами специального программного обеспечения.

Современный АПК, удовлетворяющий указанным требованиям, построен на базе современной персональной вычислительной машины (ПЭВМ) платформы Intel и состоит из следующих функциональных частей:

- пульт оператора;
- устройство управления и регистрации:
 - системная плата с ЦПУ;
 - плата расширения интерфейса видеоданных стандарта Camera Link;
 - контроллер накопителей шины данных PCI и массив жестких дисков;
- блок адаптера видеointерфейса Camera Link и целевой аппаратуры;
- специальное программное обеспечение АПК.

В настоящее время созданный аппаратно-программный комплекс позволяет решать широкий спектр задач по наземной отработке приборов дистанционного зондирования Земли авиационного и космического применения.

РАДИОМЕТРИЧЕСКАЯ ГРАДУИРОВКА КОМПЛЕКСА МНОГОЗОНАЛЬНОЙ СПУТНИКОВОЙ СЪЕМКИ (КМСС)

В.А. Ваваев, М.В. Ваваев, И.В. Полянский

Институт космических исследований Российской академии наук, г. Москва

Рассматриваются измерительные свойства многоспектральных съемочных систем МСУ-100 и МСУ-50, построенных на основе линейных ПЗС с различными фильтрами в спектральном диапазоне 0,36...1,0 мкм; приборы МСУ являются составной частью комплекса КМСС, установленного на КА «Метеор-М».

Определяется технологическая последовательность процесса радиометрической градуировки спектральной чувствительности каналов МСУ к эталону спектральной плотности энергетической яркости (СПЭЯ). В схеме измерений используется монохроматор, опорный фотоприемник на основе кремниевого фотодиода и эталонная ленточная лампа накаливания. Методика включает следующие этапы:

- измерение относительной спектральной чувствительности канала;
- абсолютизация спектральной чувствительности для конкретного участка линейного ПЗС, на конкретной длине волны рабочего спектра.

Привязка градуировочных данных к конкретным элементам ПЗС позволяет в дальнейшем проводить радиометрическую коррекцию данных по всей полосе захвата прибора МСУ, используя относительную калибровку каждого из 8000 элементов ПЗС соответствующего канала МСУ.

Приводятся результаты радиометрической градуировки штатных образцов и оценивается точность полученных результатов.

ОТНОСИТЕЛЬНАЯ РАДИОМЕТРИЧЕСКАЯ КАЛИБРОВКА КОМПЛЕКСА МНОГОЗОНАЛЬНОЙ СПУТНИКОВОЙ СЪЕМКИ (КМСС)

А.С. Василейский², Б.С. Жуков¹, С.Б. Жуков², А.Н. Куркина², И.В. Полянский¹

¹ Институт космических исследований Российской академии наук, г. Москва

² Автономная некоммерческая организация «Космос – Наука и Техника» (АНО «Космос-НТ»), г. Москва

Относительная радиометрическая калибровка камер КМСС проводилась путем регистрации темнового сигнала и методом съемки интегрирующей сферы при различных временах экспозиции. По полученным результатам для каждого элемента ПЗС-линейки в каждом канале определялись: среднеквадратическая величина шума, диапазон линейности, темновой сигнал, коэффициент чувствительности. Исследована зависимость этих параметров от температуры и коэффициента усиления сигнала.

Использование результатов абсолютной привязки измерений позволяет перейти от относительной к абсолютной чувствительности.

Результаты калибровки камер КМСС сохранялись в файлах радиометрической калибровки, которые будут использоваться для радиометрической коррекции видеоданных спутниковых съемок.

НАЗЕМНАЯ ГЕОМЕТРИЧЕСКАЯ КАЛИБРОВКА КОМПЛЕКСА МНОГОЗОНАЛЬНОЙ СПУТНИКОВОЙ СЪЕМКИ (КМСС)

Б.С. Дунаев¹, М.М. Железнов¹, Б.С. Жуков¹, С.Б. Жуков², Я.Л. Зиман, И.В. Полянский¹

¹ Институт космических исследований Российской академии наук, г. Москва

² Автономная некоммерческая организация «Космос – Наука и Техника» (АНО «Космос-НТ»), г. Москва

Наземная геометрическая калибровка камер КМСС проводилась на специальном стенде, состоящем из держателя калибруемой камеры с юстировочными приспособлениями и двух автоколлимационных теодолитов — измерительного и контрольного. С помощью юстировочных приспособлений и контрольного теодолита обеспечивалось совмещение осей теодолитов с осями приборной системы координат (ПСК) камеры. Методика калибровки состояла в проектировании креста измерительного теодолита через объектив камеры на выбранные элементы ПЗС-линеек и регистрации соответствующих горизонтальных и вертикальных углов наклона трубы теодолита. Для остальных элементов ПЗС-линеек эти углы получались интерполяцией. По измерениям указанных углов рассчитывались единичные векторы наблюдения для каждого элемента ПЗС-линеек в приборной системе координат, которые сохранялись в файлах геометрической калибровки, используемых для геометрического совмещения и географической привязки видеоданных КМСС.

Результаты геометрической калибровки проверялись путем совмещения зональных изображений, полученных при панорамной съемке с поворотной платформы. На основе этих экспериментов обсуждаются требования к привязке ПСК к системе координат носителя и к точности измерения углов его ориентации для обеспечения точности совмещения зональных изображений в пределах одного пикселя.

ВОСПОМИНАНИЯ О СОЗДАНИИ И РАБОТЕ В ИКИ САМОЛЕТНОЙ ЛАБОРАТОРИИ МОДЕЛИРОВАНИЯ ИССЛЕДОВАНИЙ ЗЕМЛИ ИЗ КОСМОСА (ИЗ ПРЕДЫСТОРИИ ОПТИКО-ФИЗИЧЕСКОГО ОТДЕЛА)

Я.Л. Зиман

Институт космических исследований Российской академии наук, г. Москва

Четыре десятилетия тому назад в институте, кроме традиционных астрофизических, планетных и плазменных космических исследований, в инициативном порядке было открыто направление исследований Земли из космоса. Первым шагом в этом направлении явилось создание сектора самолетного моделирования таких исследований.

За полгода группой энтузиастов, в первую очередь Генрихом Аванесовым, Юрием Чесноковым и Борисом Дунаевым, был создан для установки на самолет комплекс, включавший многозональную фотоаппаратуру, оптико-электронную сканирующую съемочную систему, спектрометры

оптического диапазона, а также цифровой магнитофон и фототелеграфное устройство.

Поскольку в первый год средств для самолетной лаборатории в институте не было предусмотрено, то для финансирования аренды самолета были заключены хозяйственные договоры с 12 институтами наук о Земле, заинтересованными в получении видеоспектрометрической информации по интересующим их земным объектам.

На взятый в аренду съемочный самолет Ил-14 был установлен созданный комплекс аппаратуры, и мы полетели выполнять заключенные договоры. Наиболее яркие воспоминания этого года остались от полетов в Ферганской долине и над окружавшими ее горными массивами.

В последующие годы работа самолетной лаборатории финансировалась по госбюджету, и мы меняли самолет Ил-14 на Ан-30. Экспериментальные аэросъемки продолжались 8 лет, в конце которых планировалось создать летающую лабораторию на базе более высотного самолета Ту-134. Но работы нашего отдела по тематике исследований Земли были закрыты директором института Р.З. Сагдеевым, и самолетную лабораторию с сожалением пришлось ликвидировать.

Для заметок

055(02)2

Ротап rint ИКИ РАН
Москва, 117997, Профсоюзная ул., 84/32

Подписано к печати .09.2008 г.

Заказ

Формат 70×108/32

Тираж

экз.

2,8 уч.-изд. л.