

5 сентября 2016

10.00 отъезд от ИКИ РАН (подъезд №4)
13.00-14.00 обед

СЕКЦИЯ 1 РЕЗУЛЬТАТЫ ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЙ СИСТЕМ И ПРИБОРОВ ОРИЕНТАЦИИ

14.30-14.40 вступительное слово

- | | | | |
|---|-------------|--|---|
| 1 | 14.40-15.00 | М.Е. СЕМЕНОВ | Результаты лётных испытаний системы ориентации космического аппарата «Метеор-М» №2 |
| 2 | 15.00-15.20 | А.А. СТЕКЛОВА | Эксплуатация приборов серии БОКЗ в составе системы управления движением космического аппарата дистанционного зондирования Земли |
| 3 | 15.20-15.40 | Р.В. БЕССОНОВ | Результаты летных испытаний приборов БОКЗ |
| 4 | 15.40-16.00 | С.В. ЛАТЫНЦЕВ,
И.Б. АБДУЛЬМИНОВ | Результаты испытаний волоконно-оптического блока измерения угловой скорости на космическом аппарате |
| 5 | 16.00-16.20 | М.Г. ШИПОВ | Система управления движением Малого космического аппарата «Аист-2Д» |
| 6 | 16.20-16.40 | А.Н. КУРКИНА | Результаты наземных и летных испытаний прибора звездной ориентации мБОКЗ-2 для МКА «Аист-2Д» |

16.40-17.10 кофе-брейк
17.10-18.20 кинофильм
19.00 банкет

Космические исследования:вчера,сегодня,завтра

6 сентября 2016

СЕКЦИЯ 2 ПРИБОРЫ ЗВЕЗДНОЙ ОРИЕНТАЦИИ И ИХ СТЕНДОВАЯ БАЗА

- | | | | |
|----|-------------|-------------------------|---|
| 7 | 10.00-10.20 | В.И. ФЕДОСЕЕВ | Методы оценки параметров приборов ориентации космических аппаратов по звёздам на ранних этапах проектирования |
| 8 | 10.20-10.40 | И.О. ЛИТВИНОВА | Результаты исследований экспериментального образца оптико-электронного модуля «Маска-2» |
| 9 | 10.40-11.00 | Р.В. БЕССОНОВ | Исследование погрешностей определения параметров ориентации прибора высокой точности БОКЗ-ВТ |
| 10 | 11.00-11.20 | А.А. КОБЕЛЕВА | Радиационные испытания КМОП-матрицы CMV-20000 |
| 11 | 11.20-11.40 | Д.С. ЗАВГОРОДНИЙ | Особенности конструкции объективов приборов звездной ориентации космических аппаратов на примере «ОЗК-ВТ» |
| 12 | 11.40-12.00 | В.Е. ШЕВЕЛЕВ | Вопросы конструирования оптической головки ОГ-ВТ и исследования термоупругих деформаций |

12.00-12.30 кофе-брейк

- | | | | |
|----|-------------|-----------------------|--|
| 13 | 12.30-12.50 | А.Н. КУРКИНА | Исследование калибровки внутренней системы координат приборов звездной ориентации по модели оптической системы |
| 14 | 12.50-13.10 | П.С. СМЕТАНИН | Исследование калибровки внутренней системы координат прибора звездной ориентации по звездному небу |
| 15 | 13.10-13.30 | М.Л. БЕЛИЧЕНКО | Исследование ошибок определения координат энергетических центров изображений звезд на фотоприемной матрице прибора звездной ориентации |
| 16 | 13.30-13.50 | Н.А. СТРОИЛОВ | Стенд взаимной калибровки. Оценка погрешностей измерений матриц перехода между системами координат звездного датчика |

14.00-15.00 обед

- | | | | |
|----|-------------|--------------------------|---|
| 17 | 15.00-15.20 | Н.Н. БРЫСИН | Стендовое оборудование для определения оптических характеристик звездных датчиков |
| 18 | 15.20-15.40 | А.И. ЦИЛЮРИК | Алгоритм первичной калибровки звездного датчика в процессе натурных испытаний |
| 19 | 15.40-16.00 | О.Ю. СТЕКОЛЬЩИКОВ | Подсистема геометрического контроля для систем космической ориентации с несколькими датчиками |
| 20 | 16.00-16.20 | М.С. ТУЧИН | Систематические погрешности имитаторов звездного неба на основе растровых экранов |

21	16.20-16.40	В.О. КНЯЗЕВ	Программно-аппаратный моделирующий комплекс для отработки алгоритмического и программного обеспечения звездных приборов
22	16.40-17.00	И.С. КРУЖИЛОВ	Эффективный метод полного покрытия небесной сферы
	19.00	ужин	

7 сентября 2016

секция 3 ПРИБОРЫ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ, НАБЛЮДЕНИЯ И ОПТИЧЕСКОЙ НАВИГАЦИИ

23	10.00-10.20	И.В. ПОЛЯНСКИЙ	Комплекс оперативного мониторинга земной поверхности «Горизонт-МП» для перспективных гидрометеорологических КА
24	10.20-10.40	Т.В. КОНДРАТЬЕВА	Радиометрическая кросс-калибровка КМСС-М КА «Метеор-М» №2 и Modis КА «Тегга»
25	10.40-11.00	И.В. ПОЛЯНСКИЙ	Лунная стереотопографическая камера ЛСТК для орбитального космического аппарата «Луна-Ресурс-1» ОА
26	11.00-11.20	Я.Д. ЭЛЬЯШЕВ	Перспективы развития астровизирующего устройства на основе широкоформатных приемников изображения типа APS
27	11.20-11.40	Я.Д. ЭЛЬЯШЕВ	Служебная телевизионная система посадочного модуля космических аппаратов «Луна-Ресурс», «Луна-Глоб» (тезис не представлен)
28	11.40-12.00	Б.С. ЖУКОВ	Автономная оптическая навигация на земных орбитах по контрольным точкам
	13.00-14.00	обед	
29	14.00-14.20	Б.С. ЖУКОВ	Навигация на лунных орбитах и при посадке на Луну с помощью сверхширокоугольной камеры
30	14.20-14.40	В.А. ГРИШИН	Точность локализации границ
31	14.40-15.00	В.А. ГРИШИН	Точность и надежность оптической навигации
32	15.00 -15.20	В.А. НИКОНОВ	Синтез алгоритмов ортокорреляционного астроориентирования линии межспутниковой связи
	15.20-15.50	кофе-брейк	

секция 4 СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ И НАВИГАЦИИ КА

33	15.50-16.10	М.С. ЧУБЕЙ	Обзор докладов Семинара «Автонавигация в космосе» (тезис не представлен)
34	16.10-16.30	Г.Н. РУМЯНЦЕВ	Разработка отказоустойчивой системы автономной ориентации и навигации, комбинированной с магнито-инерциальным модулем
35	16.30-16.50	М.С. ЧУБЕЙ	Платформа и система наведения в проекте орбитальной стереоскопической обсерватории
36	16.50-17.10	М.Е. ПРОХОРОВ	Космический эксперимент «Качка»
	19.00	ужин	

8 сентября 2016

37	10.00-10.20	С.С. ТКАЧЕВ	Математическое и компьютерное моделирование спутников с подвижными нежесткими элементами
38	10.20-10.40	Я.В. МАШТАКОВ	Использование магнитных катушек для разгрузки маховиков космического аппарата, движущегося по высокоэллиптической орбите
39	10.40-11.00	Д.С. ИВАНОВ	Исследование алгоритма определения движения макетов микроспутников на аэродинамическом столе с использованием обработки видеоизображения
40	11.00-11.40	С.А. ШЕСТАКОВ	Моделирование и управление движением тетраэдральной конфигурации спутников
	12.00-12.20	круглый стол	
	13.00	обед	
	15.00	отъезд	

**секция 1
РЕЗУЛЬТАТЫ ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЙ СИСТЕМ
И ПРИБОРОВ ОРИЕНТАЦИИ**

РЕЗУЛЬТАТЫ ЛЁТНЫХ ИСПЫТАНИЙ СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «МЕТЕОР-М» №2

П.А. Козочкин, М.Е. Семенов

АО «Корпорация «ВНИИЭМ», Москва
setmax@bk.ru

Космический аппарат (КА) «Метеор-М» №2 успешно эксплуатируется более двух лет.

Система ориентации (СО) КА реализует девять режимов за счёт комбинации различных приборов и алгоритмов управления.

Во время лётных испытаний (ЛИ) проверялась работоспособность системы ориентации в различных режимах ориентации, оценивалось время переходов из одного режима в другой. Основное внимание в докладе уделяется техническим решениям, которые принимались разработчиками для преодоления трудностей, возникших при ЛИ. В ходе ЛИ проводилась корректировка алгоритмов управления, параметров управления и диагностики для отдельных режимов ориентации. По телеметрической информации были исследованы особенности работы бортовой аппаратуры и оценены характеристики динамики КА.

В условиях внешних возмущений, превышающих расчётные, потребовалось расширение допусков контролируемых на борту параметров.

При настройке СО были обнаружены автоколебания конструкции КА. Промоделировать наблюдаемые колебания на Земле удалось с помощью добавления к имеющейся математической модели динамики СО КА колебательного звена.

Точный режим ориентации КА обеспечивается бортовой программной бескарданной инерциальной навигационной системой (БИНС), корректируемой по показаниям астродатчиков и бортового синхронизирующего координатно-временного устройства (БСКВУ). БИНС строится на базе высокочувствительных датчиков угловой скорости, обладающих необходимым ресурсом. Углы ориентации вычисляются в БИНС путём интегрирования системы кинематических уравнений в форме кватернионов. Для ориентации КА в орбитальной системе координат с использованием астродатчиков требуется точная информация об орбите. Необходимая информация вычисляется БСКВУ, работающим по навигационным спутникам ГЛОНАСС и GPS.

Настройка точного режима ориентации из-за особенностей работы приборов потребовала доработки БИНС.

ЭКСПЛУАТАЦИЯ ПРИБОРОВ СЕРИИ БОКЗ В СОСТАВЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

А.В. Филатов, Д.А. Ивакин, А.А. Стеклова

АО «РКЦ «Прогресс», Самара
steklova_aa@mail.ru

Звездные датчики серии БОКЗ много лет успешно эксплуатируются в составе системы управления движением КА ДЗЗ и блока выведения (БВ) разработки РКЦ «Прогресс». В настоящих материалах приводится опыт эксплуатации приборов серии БОКЗ (БОКЗ-М60, БОКЗ-М60/1000, мБОКЗ-2) в составе СУД КА ДЗЗ разработки РКЦ «Прогресс», представлены основные замечания к работе приборов и изменения логики использования приборов, позволяющие парировать выявленные замечания.

Звездные датчики (ЗД) используются в СУД совместно с измерителями угловой скорости в бескарданной инерциальной системе определения ориентации (БИСОО). Информация со ЗД используется для установки начальных условий и астрокоррекции информации БИСОО.

В материалах доклада затрагиваются следующие вопросы:

- формирование требований к точностным и динамическим характеристикам ЗД;
- выбор схемы установки ЗД с обеспечением преодоления взаимных ограничений конструкции КА и ЗД с учетом схемы полета КА;
- проблемы обеспечения требуемых температур КА в месте установки ЗД и ее стабильности;
- увеличение ошибки ориентации при попадании в поле зрения приборов атмосферы Земли, попадании в поле зрения Луны или Солнца;
- введение защиты от сбоя выходной информации ЗД и мероприятия по восстановлению штатной работы прибора.

В заключении сформулированы предложения по развитию ЗД.

РЕЗУЛЬТАТЫ ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЙ ПРИБОРОВ БОКЗ

Г.А. Аванесов, Р.В. Бессонов, А.А. Форш, М.И. Куделин
Федеральное государственное бюджетное учреждение науки
Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН), Москва
besson777@gmail.com

В данной работе представлены обобщенные результаты летных испытаний приборов звездной ориентации серии БОКЗ, полученные за последние несколько лет.

Одним из важных практических результатов, полученных в 2015 г. стало достижение точности геопривязки снимков высокого разрешения с космических аппаратов «Ресурс-П» на уровне 10 м. Геопривязка выполняется полностью в автоматическом режиме путем обработки показаний бортовых измерительных приборов, а именно:

- системы спутниковой навигации ГЛОНАСС/GPS БСКВУ;
- приборов звездной ориентации БОКЗ-М60;
- гироскопов ИУС.

На КА «Ресурс-П» используется по четыре прибора звездной ориентации БОКЗ-М60, которые работают в непрерывном режиме и во многом обеспечивают точности геопривязки. На КА «Ресурс-П» №1 показано, что при отсутствии возможности построения равноточной звездной ориентации, хотя бы по двум приборам БОКЗ-М60, в лучшем случае, удается обеспечить точность геопривязки на уровне 100 м. Достигнутая точность геопривязки эквивалента измерению параметров трехосной ориентации КА с полной погрешностью на уровне 1,5-2 угл.с. (1σ).

Одним из шагов в достижении точности геопривязки на уровне 10 м стало наблюдение, анализ и корректный учет релятивистского эффекта абберации света, который проявляется как кажущиеся изменения углов между оптическими осями приборов звездной ориентации. Данные измерения носят периодический характер, с периодом в орбитальный виток и, в общем случае, неотличимы от тепловых деформаций конструкции КА или приборов.

Другим важным результатом, полученным в последние три года, стали летные испытания приборов БОКЗ-М60 на блоке выведения (БВ) «Волга», где звездные датчики должны были определять параметры ориентации начиная с высоты 100 км, в том числе на участке работы третьей ступени РН «Союз», в процессе отделения БВ «Волга» от РН и на участках коррекции орбиты БВ при работе двигательной установки. В настоящий момент произведено три пуска, последний из которых состоялся с космодрома «Восточный». Важно, что во всех случаях без успешного решения целевой задачи приборами БОКЗ-М60 невозможно было бы построение пространственной ориентации БВ и выведение целевой нагрузки на требуемые орбиты. Как известно, все три пуска имели положительные результаты – КА выведены на целевые орбиты, а БВ затоплен.

После каждого пуска БВ «Волга» были получены телеметрические данные о работе приборов БОКЗ-М60, после анализа которых разработчиком принимались решения о модернизации программно-алгоритмического обеспечения (ПАО) приборов, в целях повышения помехозащищенности на различных участках полета. В результате создано ПАО, которое обеспечивает предельно высокую помехозащищенность в рамках аппаратной реализации прибора БОКЗ-М60, разрабатываемого в 2006-2008 гг. для использования на орбитальных КА. БОКЗ-М60 основан на ПЗС-матрице форматом 512x512.

Еще одним практическим результатом, полученным в 2015 и 2016 гг., являются первые летные испытания шести приборов БОКЗ-М60/1000, обладающих повышенными техническими характеристиками по сравнению с приборами-предшественниками (БОКЗ-М60) на двух КА ДЗЗ нового поколения. Приборы БОКЗ-М60/1000 основаны на специально разработанной ПЗС-матрице «Сфера-1000» с форматом 1024x1024, работают с частотой системы управления КА и обладают диапазоном угловых скоростей до 6°/с. В результате летных испытаний практически подтверждена величина случайной составляющей погрешности определения направления оптической оси приборов БОКЗ-М60/1000 при инерциальной ориентации КА на уровне 0,4 угл.с. (1σ).

Результатом 2016г. стал пуск с космодрома «Восточный» МКА «Аист-2Д» и его эксплуатация с прибором звездной ориентации нового поколения мБОКЗ-2, используемым в системе управления движением. Данный звездный прибор имеет конфигурацию из двух оптических головок и дублированного блока обработки данных. Принципиально, что оптические головки основаны

на КМОП-матрицах формата 2048x2048, которые открывают дальнейшие пути развития приборов звездной ориентации. Прибор мБОКЗ-2 реализует один из первых шагов в рамках программы создания приборов нового поколения на КМОП-матрицах, достигая точностных и динамических характеристик прибора БОКЗ-М60/1000, обладая при этом в 4 раза меньшими габаритно-массовыми параметрами – 1,2 кг на измерительный полукомплект. В дальнейшем, в рамках проводимых ОКР, эта же КМОП-матрица позволяет обеспечивать повышение точностных характеристик в 2-3 раза, частоты обновления информации в 2-3 раза, диапазона угловых скоростей до 2 раз, помехозащищенности к засветке на порядок при снижении массы и энергопотребления.

РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ ВОЛОКОННО-ОПТИЧЕСКОГО БЛОКА ИЗМЕРЕНИЯ УГЛОВОЙ СКОРОСТИ НА КОСМИЧЕСКОМ АППАРАТЕ

С.В. Латынцев, И.Б. Абдульминов, Г.П. Титов, А.В. Овчинников, Е.Н. Якимов

АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнева (АО «ИСС»), Железногорск, Красноярского края
lsv@iss-reshetnev.ru, Abdulminov@iss-reshetnev.ru

В составе космических аппаратов (КА) разработки АО «ИСС» применяются датчики угловых скоростей на базе волоконно-оптических гироскопов (ВОГ). Прибор ВОБИС (волоконно-оптический блок измерения угловых скоростей) разработан и изготовлен компанией ООО НПК «Оптолинк» по техническому заданию АО «ИСС». ВОБИС состоит из трех ВОГ, оси чувствительности которых расположены перпендикулярно друг к другу, обеспечивая измерения угловой скорости по трем осям. С 2014 г. эксплуатируется два прибора ВОБИС на геостационарном КА разработки АО «ИСС».

Приборы ВОБИС прошли наземную экспериментальную отработку в объеме автономных испытаний и комплексных испытаний. Автономные испытания включают в себя температурные, термовакуумные, механические, электрические и радиационные испытания. Комплексные испытания приборов проводятся в составе отработочной модели КА и штатного КА. Приведены значения точностных параметров прибора, полученные по результатам наземных испытаний.

В ходе летных испытаний проводился непрерывный съем показаний приборов. Приведены результаты оценки точностных характеристик прибора по данным, полученным по истечении года эксплуатации приборов в натуральных условиях, проведены их сравнение с результатами при наземных испытаниях.

Дополнительно был проведен анализ показаний методом вариации Аллана, который позволил оценить характеристики шумов.

По результатам испытаний подтверждаются выбранные конструкторские решения и заявленные характеристики прибора.

На базе существующего ВОБИС по заказу Роскосмоса в рамках федеральной целевой программы АО «ИСС» и ООО НПК «Оптолинк» ведут разработку ВОБИС-М на отечественной электронной компонентной базе. По результатам макетирования подтверждается соответствие характеристик вновь разрабатываемого прибора ВОБИС-М прототипу ВОБИС. Планируемый срок окончания разработки – 2017 г.

СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «АИСТ-2Д»

А.В. Филатов, Д.А. Ивакин, М.Г. Шипов

АО «РКЦ «Прогресс», Самара
Filatov_artem@rambler.ru, ivakin_da@mail.ru

Представлена система управления движением малого космического аппарата (МКА) «Аист-2Д», результаты наземных и лётных испытаний. МКА дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) «Аист-2Д» был разработан в рекордно короткие сроки, от начала опытно-конструкторской работы (сентябрь 2013 г.) до отправки аппарата на космодром прошло не более двух лет. В такие сжатые сроки необходимо было разработать принципиально новую систему управления движением, удовлетворяющую требованиям, предъявляемым к малому аппарату (минимальные габариты и энергопотребление с сохранением высоких динамических характеристик). В результате была создана унифицированная автономная система с минимальным количеством внешних информационно-управляющих связей, в состав которой входят вычислительные и управляющие средства, средства коммутации питания бортовой аппаратуры (БА) СУД, система сбора и обработки телеметрической информации с БА СУД (аналоговой и программной), запоминающее устройство, чувствительные элементы и исполнительные органы.

Основные характеристики СУД МКА:

- 1) переориентация при наличии оскулирующих элементов орбиты за время не более 300 с;
- 2) точность построения приборной инерциальной системы координат текущей эпохи по углу не хуже 3 угл. мин., по угловой скорости не хуже $0.005 \text{ } ^\circ/\text{с}$;
- 3) переориентация с угловыми скоростями до $0.9 \text{ } ^\circ/\text{с}$ и угловыми ускорениями до $0.015 \text{ } ^\circ/\text{с}^2$.

СУД, с учётом минимальных доработок, позволяет изменять (наращивать или уменьшать) свою функциональность и свои точностные и динамические характеристики.

В процессе наземных испытаний впервые была применена технология интегрирования специального бортового и испытательного программного обеспечения, что позволило многократно сократить время наземной отработки всей системы. Замкнутость системы управления движением позволила также провести испытания всех подсистем автономно. В составе изделия проверялось информационное взаимодействие СУД с другими системами МКА.

Проверена возможность перепрограммирования исполняемого кода ПО УМВС (дать расшифровку). Благодаря этому появилась возможность лётной отработки различных вновь разрабатываемых алгоритмов.

МКА «Аист-2Д» выведен на рабочую орбиту в результате первого пуска с космодрома «Восточный» 28 апреля 2016 г. В настоящее время СУД и МКА в целом проходят лётные испытания, проверены чувствительные элементы и исполнительные органы СУД. Заложенные технические и алгоритмические решения позволили достигнуть требуемых точностных характеристик и создать задел для их улучшения.

РЕЗУЛЬТАТЫ НАЗЕМНЫХ И ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЙ ПРИБОРА ЗВЕЗДНОЙ ОРИЕНТАЦИИ МБОКЗ-2 ДЛЯ МКА «АИСТ-2Д»

**Г.А. Аванесов, Р.В. Бессонов, В. Дементьев, А.Н. Куркина, П.С. Сметанин,
Н.И. Снеткова, В.Г. Собчук**

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

Звездный датчик МБОКЗ-2 (миниблок определения координат звезд) отличается от прежних образцов приборов серии БОКЗ рядом технических характеристик. Основным преимуществом является использование в качестве фоточувствительного элемента КМОП-матрицы с разрешением 2048x2048, что позволило существенно снизить массу и габариты прибора, шумовые характеристики изображения, устранить эффект «растекания» заряда и т.д.

Новый алгоритм идентификации звезд на снимке позволяет в 30 раз ускорить решение задачи ориентации при отсутствии априорной информации. В процессе наземных испытаний была выявлена зависимость погрешности определения ориентации от количества звезд, принимаемых в обработку. В связи с этим для работы в режиме слежения используется расширенный каталог (в сравнении с режимом начальной ориентации), содержащий 5850 звезд небесной сферы. Для увеличения динамического диапазона рабочих угловых скоростей используется направленная свертка фрагментов изображения, что позволяет уменьшить длину трека от звезды без потери энергетической яркости объекта.

В работе приводятся результаты наземной калибровки параметров оптической системы звездного датчика, выявленные точностные характеристики при различных динамических и светооптических условиях, а также первые результаты летных испытаний приборов, функционирующих в настоящее время на борту МКА «АИСТ-2Д».

секция 2 ПРИБОРЫ ЗВЕЗДНОЙ ОРИЕНТАЦИИ И ИХ СТЕНДОВАЯ БАЗА

МЕТОДЫ ОЦЕНКИ ПАРАМЕТРОВ ПРИБОРОВ ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПО ЗВЁЗДАМ НА РАННИХ ЭТАПАХ ПРОЕКТИРОВАНИЯ

В.И. Федосеев

АО «НПП «Геофизика-Космос», Москва
Fedoseev_v@geocos.ru

При создании новой аппаратуры любого назначения, в том числе и приборов ориентации космических аппаратов по звёздам, всегда имеется необходимость на начальных этапах работы рассматривать различные варианты исполнения будущего изделия, прогнозировать их параметры. С этой целью используются оценки по аналогам, расчётные методы, математическое моделирование, полунатурное моделирование, макетирование и др. Каждый из этих методов имеет свои достоинства и недостатки, у каждого своя степень достоверности оценивания. В докладе рассматриваются перечисленные методы применительно к звёздным приборам, для расчётных оценок приводятся простые формулы, которые позволяют оперативно оценить основные эксплуатационные параметры проектируемых приборов при заданных значениях их конструктивных параметров и характеристик элементной базы (прежде всего фотоприёмников). На конкретных примерах проводится сопоставление результатов расчётных оценок с характеристиками реальных приборов.

РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЙ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ОБРАЗЦА ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО МОДУЛЯ «МАСКА-2»

Е.А. Акулова¹, И.О. Литвинова², А.В. Тимохин², А.М. Щекин²

¹ООО «Юник Ай Сиз», Зеленоград
²АО «НПП «Геофизика-Космос», Москва

В разрабатываемых в России звездных датчиках до сих пор использовались КМОП-фотоприемники иностранного производства в связи с полным отсутствием отечественных для космического применения. ООО «Юник Ай Сиз» ведет разработку оптико-электронного модуля «Маска-2», на базе которого в АО «НПП «Геофизика-Космос» создан макет звездного прибора.

В 2015г. получены экспериментальные образцы фотоприемника, исследование основных характеристик которых являлось целью данной работы.

Формат экспериментального образца 1024×1024, размер пикселя 15,12×15,12 мкм, встроенный АЦП имеет 12 разрядов.

В 2015 г. по реальному звездному небу проведены натурные испытания макета, разработанного АО «НПП «Геофизика-Космос», с объективом, имеющим диаметр входного зрачка 21 мм и фокусное расстояние 45 мм (от звездного прибора 348К АО «НПП «Геофизика-Космос») с КМОП-матрицей «Маска-2». Определение пороговой звездной величины макета являлось одной из главных целей испытаний.

Полученные результаты исследования экспериментального образца ОЭМ «Маска-2» подтверждают возможность создания перспективных звездных приборов с высокими «обнаружительными», динамическими и точностными характеристиками (сравнимыми с зарубежными аналогами).

На основе полученных результатов можно сделать выводы о существенном превосходстве исследуемого ОЭМ «Маска-2» над зарубежными фотоприемниками, которые используются в современных отечественных и зарубежных звездных датчиках.

ИССЛЕДОВАНИЕ ПОГРЕШНОСТЕЙ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ОРИЕНТАЦИИ ПРИБОРА ВЫСОКОЙ ТОЧНОСТИ БОКЗ-ВТ

Г.А. Аванесов¹, Р.В. Бессонов¹, А.Н. Куркина¹, П. Сметанин¹, М. Беличенко¹, В. Дементьев¹, Н. Строилов¹, Н. Брысин¹, В. Шевелев¹, А. Квашнин¹, Д.С. Завгородний²

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

²Ленинградское оптико-механическое объединение имени В. И. Ленина
(ОАО «ЛОМО»), Санкт-Петербург
besson777@rambler.ru

В данной работе приводятся обобщенные результаты исследований погрешностей определения параметров ориентации звездных датчиков. Постановка задачи исследования вызвана тенденцией увеличения точностных характеристик приборов с доведением ряда составляющих погрешностей измерений до десятых и сотых долей угловой секунды. В связи с этим встает необходимость более тщательного выделения и изучения вклада каждой из составляющей погрешности в совокупную ошибку измерений. Во многом работа исследования ведется в рамках существующего европейского стандарта ECSS-E-ST-60-20C, однако, в некоторых деталях, по мнению авторов, развивает и уточняет его. В работе рассматривается следующее деление на составляющие ошибок.

1. Ошибки измерения направления на звезды во внутренней системе координат (ВСК) прибора, реализованной фотоприемной матрицей и объективом.
2. Ошибки начальной наземной калибровки ориентации ВСК в приборной системе координат (ПСК). ПСК может быть реализована либо посадочными местами, либо зеркальным кубиком. В работе представлены результаты расчетной и экспериментальной статистической оценки погрешностей измерения матрицы ориентации ВСК относительно ПСК. В случае летной калибровки и увязки внутренних систем координат звездных приборов, целевой аппаратуры, гироскопов и т.д. данный вид ошибки исключается и перестает вносить вклад в совокупную ошибку измерений.
3. Временные изменения ориентации ВСК относительно ПСК. Основной вклад в данную ошибку вносят тепловые деформации конструкции прибора. В данной работе приводятся результаты термоупругого расчета конструкции прибора с оценкой величин угловых колебаний оптической оси в ПСК. Кроме того, приводятся промежуточные результаты построения стэнда для измерения величин термоупругих поворотов ВСК относительно ПСК, в том числе в вакууме.

Ошибки измерения направления на звезды во внутренней системе координат (ВСК) прибора делятся на следующие:

- ошибки определения координат центров яркости изображений звезд на фотоприемной матрице. Эти ошибки измеряются в пиксельной (линейной) мере;
- ошибки связи линейных координат на матрице с углами направлений на звезды. Эти ошибки лежат в плоскости определения ВСК, ее калибровки и учета эффектов дисторсии.

В работе рассматриваются вопросы моделирования системы объектив-матрица и влияния на точность калибровки ВСК таких факторов, как положение установки матрицы относительно объектива, температура, вакуум и спектр звезд. В результате исследования показано, что для обеспечения высокой точности измерений приборов необходимо проводить летную калибровку ВСК.

В работе приводятся результаты серии испытаний и статистическая оценка погрешностей калибровки ВСК по съемке небесной сферы. Проведен анализ возможности летной калибровки ВСК, как параллельно со штатной работой прибора, так в рамках специального режима.

Ошибки определения координат центров яркости изображений звезд на фотоприемной матрице можно разделить на методическую ошибку и шумовую. В работе приводится серия модельных расчетов, подтвержденных экспериментальными замерами, позволяющая оценить данные составляющие ошибки только по форме звезды и отношению сигнал/шум. Приводится методика оценки величины методической и шумовой ошибки реальных приборов по ограниченному набору стэндовых испытаний.

Кроме того, существуют ошибки приведения звезд на видимые места, а также ошибки учета движения глобальных систем координат. В работе приводится анализ ошибок каталога, погрешностей учета эффектов прецессии, нутации, и абберрации света.

РАДИАЦИОННЫЕ ИСПЫТАНИЯ КМОП-МАТРИЦЫ CMV-20000

Г.А. Аванесов, Р.В. Бессонов, А.А. Кобелева, С.А. Прохорова, Я.Д. Эльяшев
Федеральное государственное бюджетное учреждение науки
Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН), Москва
alenushka948@mail.ru

В настоящее время в оптико-физическом отделе ИКИ РАН ведется разработка серии приборов звездной ориентации и зондирования планет, основанных на современных КМОП-матрицах бельгийской фирмы CMOSIS формата 5120*3840 пикселей (CMV-20000).

Для использования матриц CMV-20000 в космических проектах необходимо определить их стойкость к воздействию ионизирующего излучения космического пространства.

В 2015-2016 гг. ИКИ РАН совместно с АО «ЭНПО СПЭЛС» (Россия, г.Москва) провели серию испытаний, в ходе которых была определена стойкость матрицы CMV-20000 к радиационным эффектам.

Дозовые испытания показали, что матрица обладает высокой стойкостью к ионизационным эффектам, однако структурные повреждения значительно ухудшают фотометрические параметры матрицы.

Испытания на стойкость к одиночным эффектам показали необходимость обеспечения защиты как от тиристорного эффекта, так и от сбоев в информационных регистрах на этапе разработки прибора.

Дополнительные исследования показали снижение влияния структурных повреждений на фотометрические характеристики матрицы при понижении температуры. Так же разработаны алгоритмы коррекции одиночных сбоев в информационных регистрах матрицы. В настоящее время ведутся работы по построению системы парирования тиристорного эффекта.

В представленном докладе изложены основные результаты испытаний на стойкость к радиационным эффектам и результаты проверки способов коррекции одиночных сбоев и снижения влияния структурных повреждений матрицы.

ОСОБЕННОСТИ КОНСТРУКЦИИ ОБЪЕКТИВОВ ПРИБОРОВ ЗВЕЗДНОЙ ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА ПРИМЕРЕ «ОЗК-ВТ»

Д.С. Завгородний, М.Н. Сокольский, В.П. Трегуб, Г.С. Полищук
Ленинградское оптико-механическое объединение имени В. И. Ленина
(ОАО «ЛОМО»), Санкт-Петербург
dima_ifmo@mail.ru

Целью работы является анализ особенностей конструирования объектива звездного прибора (ЗП) с точки зрения обеспечения высокой точности определения координат звезд.

К объективам звездного прибора ориентации космических аппаратов (КА) предъявляется целый ряд специфических требований:

- широкий рабочий спектральный диапазон $\Delta\lambda \in 0,4 \div 1$ мкм;
- большие угловые поля обзора $2\omega \geq 20 \div 30^\circ$;
- большое относительное отверстие $1:1,2 \div 1:2$.

Для высокой точности измерения координат изображения звезд необходимо обеспечить:

- изопланатическую коррекцию аберраций по всему полю изображения, т. е. одинаковые размеры пятен рассеяния;
- смещение центров тяжести распределений освещенности пятен относительно координат главных лучей не более нескольких микрон;
- атермальность конструкции объектива, обеспечивающей постоянство фокусного расстояния при изменении температурного режима и др.

Известно, что все звезды в рабочем диапазоне $\Delta\lambda$ делятся на спектральные классы: O, B, A, F, G, K, M, характеризующиеся функцией спектрального излучения и длиной волны её максимума. При наличии остаточных несимметричных полевых аберраций объектива, таких как поперечный хроматизм (хроматизм увеличения), хроматическая кома, при регистрации звезд различных спектральных классов происходит смещение энергетического центра их изображения, что вызывает погрешность измерения звездным прибором.

Рассматриваются оценки влияния несимметричных аберраций на погрешность измерений координат звезд в зависимости от их спектрального класса и приводятся аналитические выражения для их расчета.

В качестве примера приведен расчет погрешностей объектива ЗП, разработанного на ОАО «ЛОМО» по заказу ИКИ РАН под шифром ОЗК-ВТ. Данный объектив предназначен для звездного прибора ориентации КА и обладает следующими параметрами: $f = 125$ мм; $D/f = 1:2$; $2\omega = 19^\circ$.

ВОПРОСЫ КОНСТРУИРОВАНИЯ ОПТИЧЕСКОЙ ГОЛОВКИ ОГ-ВТ И ИССЛЕДОВАНИЯ ТЕРМОУПРУГИХ ДЕФОРМАЦИЙ

Г.А. Аванесов, Р.В. Бессонов, А.С. Квашнин, В.Е. Шевелев
Федеральное государственное бюджетное учреждение науки
Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН), Москва

Оптическая головка ОГ-ВТ прибора БОКЗ-ВТ предназначена для установки на космический аппарат (КА) и обеспечивает высокоточные измерения параметров угловой ориентации систем координат, связанных с посадочными местами ОГ-ВТ относительно инерциальной системы координат, путем получения и обработки изображений участков звездного неба. К ОГ-ВТ предъявляются высокие требования в процессе эксплуатации. Необходимо предусмотреть ряд мер для снижения температурного градиента блока с оптикой от внешних воздействующих факторов и обеспечить стабильность привязки блока к посадочному месту ОГ-ВТ.

Основным источником тепловой энергии, накапливаемой конструкцией в условиях космического пространства, является солнечное излучение. Нагрев ОГ-ВТ обусловлен орбитальным движением и изменением ориентации прибора относительно Солнца, также нужно учитывать теплоприток от КА. Форма оптической головки искажается вследствие нестационарности во времени нагрева ее конструкции и неустойчивости температуры посадочного места прибора.

Найти распределение температур в конструкции и проанализировать тепловые потоки можно, решив систему уравнений, описывающих процессы распределения тепла в элементах конструкции. При этом используются численные методы и математические модели комбинированного теплообмена, а вычисления проводятся с использованием специализированных вычислительных программ.

При анализе температурных полей можно ограничиться несколькими предельными режимами:

- максимального теплопритока от солнечного излучения при стабильной температуре посадочного места прибора 0°C и 25°C ;
- работой в условиях холодного космоса при стабильной температуре посадочного места прибора 0°C и 25°C .

Для оценки погрешности измерений прибора при температурных воздействиях производится расчет термоупругих деформаций, основывающийся на определении поля температур и показывающий напряженные состояния в элементах конструкции. Расчет выполняется с помощью метода конечных элементов, позволяющего определить возникновение не только сжимающих и растягивающих усилий в элементах конструкции, но и распределенных моментов.

Анализируя изменение параметров угловой ориентации систем координат, можно выработать ряд правил для обеспечения минимальной погрешности термоупругой составляющей:

- теплоизолировать бленду прибора;
- выполнять элементы конструкции, связывающие ось прибора с посадочным местом, из схожих по коэффициенту теплового линейного расширения (КТЛР) материалов;
- обеспечить температурную стабильность посадочного места прибора.

По совокупности расчетов производится оценка необходимости изменения начальной геометрии конструкции.

ИССЛЕДОВАНИЕ КАЛИБРОВКИ ВНУТРЕННЕЙ СИСТЕМЫ КООРДИНАТ ПРИБОРОВ ЗВЕЗДНОЙ ОРИЕНТАЦИИ ПО МОДЕЛИ ОПТИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ

Р. В. Бессонов¹, А. Н. Куркина¹, М. Л. Беличенко¹, Д. С. Завгородний²

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

²Ленинградское оптико-механическое объединение имени В. И. Ленина (ОАО «ЛОМО»), Санкт-Петербург
kurkinaan@mail.ru

В работе исследуется точность калибровки внутренней системы координат (ВСК) прибора звездной ориентации. Калибровка ВСК обеспечивает нахождение наилучшей связи между координатами звезд на фотоприемной матрице и векторами направлений на звезды. Процесс калибровки предполагает определение калибровочных параметров ВСК: координат главной точки, фокусного расстояния и функций обобщенной дисторсии. Под ошибками калибровки ВСК понимаются разницы между истинными направлениями на звезды и измеренными.

В основе эксперимента проводится моделирование оптической системы, на входе которого задается поле бесконечно удаленных точечных источников (звезд) с заданными угловыми координатами. В результате моделирования рассчитываются координаты энергетических центров звезд на фотоприемной матрице. После чего проводится процедура калибровки ВСК с оценкой точности.

В общем случае калибровочные параметры ВСК зависят от внешних факторов. В данной работе проводится исследование влияния внешних воздействующих факторов на точность калибровки ВСК. Моделирование проводилось с различными режимами и условиями съемки, а именно: вариативность расположения матрицы относительно фокальной плоскости, давление при калибровке и эксплуатации прибора, температура. Также проведены моделирования для звезд различных спектральных классов.

В результате исследования показано: переход из атмосферного давления в вакуум приводит к увеличению фокусного расстояния, такое же влияние оказывает и высокая температура во время эксплуатации прибора; фокусное расстояние и функции обобщенной дисторсии зависят от спектра звезд. Исходя из вышесказанного, для повышения точности прибора рекомендуется проводить летную калибровку ВСК.

ИССЛЕДОВАНИЕ КАЛИБРОВКИ ВНУТРЕННЕЙ СИСТЕМЫ КООРДИНАТ ПРИБОРА ЗВЕЗДНОЙ ОРИЕНТАЦИИ ПО ЗВЕЗДНОМУ НЕБУ

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

Федеральное государственное бюджетное учреждение науки

Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН), Москва
guldthen@gmail.com

Результаты исследования калибровки внутренней системы координат (ВСК) прибора звездной ориентации по модели оптической системы показывают возможность обеспечения калибровки с точностью до сотых и тысячных угловой секунды. Кроме того, в результате моделирования показано, что калибровочные параметры ВСК сильно зависят от таких факторов как температура, давление, и спектр звезд.

В данной работе проводится экспериментальное подтверждение возможностей калибровки ВСК прибора, построенного на базе оптической системы ОС-125 по звездному небу. Процесс калибровки основан на том факте, что угловые расстояния между звездами известны с высокой точностью, а многократная съемка звездного поля позволяет определить оптимальные значения калибровочных параметров ВСК: координат главной точки, фокусного расстояния, функций обобщенной дисторсии. Этот факт позволяет говорить о возможностях калибровки прибора звездной ориентации в полете, т.е. при реальных условиях эксплуатации и, тем самым, гарантировать максимальные точностные характеристики прибора.

Результаты калибровки демонстрируются несколькими способами. Во-первых, проводится сравнение величин случайной составляющей погрешности определения параметров ориентации прибором при работе по реальному звездному небу для случаев учета обобщенной дисторсии и без нее. Во-вторых, проводится статистическая оценка точности определения калибровочных параметров при множественных калибровках.

Кроме того, делается попытка оценить влияние температуры и спектров звезд на калибровочные параметры и сравнить полученные оценки с модельным расчетом.

В работе проводится анализ возможности проведения летной калибровки тремя способами:

- параллельно со штатной работой прибора, при ограничениях по экспозиции, количеству звезд в кадре и времени обработки;
- в виде отдельного режима работы прибора и калибровки прибора собственными, бортовыми алгоритмами;
- в виде режима, когда координаты энергетических звезд передаются на наземные пункты приема данных и обрабатываются специализированным ПМО, которое, в том числе, может решать прикладную задачу уточнения звездного каталога.

ИССЛЕДОВАНИЕ ОШИБОК ОПРЕДЕЛЕНИЯ КООРДИНАТ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ ЦЕНТРОВ ИЗОБРАЖЕНИЙ ЗВЕЗД НА ФОТОПРИЕМНОЙ МАТРИЦЕ ПРИБОРА ЗВЕЗДНОЙ ОРИЕНТАЦИИ

Р.В. Бессонов¹, М.Л. Беличенко¹, В. Дементьев¹, Д.С. Завгородний²

¹Федеральное государственное бюджетное учреждение науки

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

²Ленинградское оптико-механическое объединение имени В. И. Ленина
(ОАО «ЛОМО»)

В работе исследуются ошибки определения координат энергетических центров изображений звезд на фотоприемной матрице. В работе показано, что ошибку определения координат звезд можно разбить на две составляющие:

- шумовую составляющую ошибки;
- методическую составляющую ошибки.

В работе показано, что обе составляющие ошибки во многом определяются формой и яркостью изображения звезды. При этом форма изображения звезды может характеризоваться в долях пикселя фотоприемной матрицы, а яркость - в градациях АЦП фотоприемного устройства. Поэтому результаты данного исследования могут быть распространены на широкий класс фотоприемных матриц.

С другой стороны форма изображений звезд определяется оптической системой. Поэтому в работе ведется исследование как идеальных, модельных форм звезд, так и форм изображений звезд, смоделированных с учетом оптической системы ОС-125/4 на пикселях КМОП-матрицы размером 6,4 мкм. В работе проводится сравнение оценок величин ошибок, полученных при моделировании с экспериментальными замерами реального прибора.

В работе исследуется проявление методической составляющей ошибки в зависимости от формы и яркости изображения звезды:

- в идеальных условиях, при наличии только шумов дискретизации;
- при насыщении АЦП фотоприемника;
- при наличии порога, используемого в реальных алгоритмах приборов для выделения звезды из шума.

Показано, что для несимметричных (реальных) форм звезд возникает составляющая методической ошибки, связанная с яркостью звезды.

Шумовая ошибка исследуется для случаев:

- отсутствия приборных шумов и наличия только фотонных шумов;
- при наличии приборного и фотонного шумов;

В результате исследования показаны величины методической, шумовой и полной координатной ошибок. Делается вывод о наилучшей фокусировке оптической системы прибора, при которой обеспечивается минимальная полная координатная ошибка.

СТЕНД ВЗАИМНОЙ КАЛИБРОВКИ. ОЦЕНКА ПОГРЕШНОСТЕЙ ИЗМЕРЕНИЙ МАТРИЦ ПЕРЕХОДА МЕЖДУ СИСТЕМАМИ КООРДИНАТ ЗВЁЗДНОГО ДАТЧИКА

А.Н. Куркина, А.В. Никитин, Н.А. Строилов

Федеральное государственное бюджетное учреждение науки

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

stroilov@iki.rssi.ru

Одним из этапов наземной калибровки звёздных датчиков семейства БОКЗ является определение взаимного положения основных элементов прибора: оптической системы, корпуса и юстировочных элементов. Каждый элемент прибора определяет собственную систему координат:

- объектив и фотоприёмное устройство реализуют внутреннюю систему координат (ВСК);
- классные отверстия корпуса прибора – приборную систему координат (ПСК);
- юстировочный элемент в виде зеркального оптического куба – систему координат оптического куба (СКОК).

В ходе калибровки определяются угловые положения каждой системы координат и вычисляются ортогональные матрицы перехода между ними.

Полученные матрицы используются:

- в приборе для вычисления параметров ориентации;
- при наземной калибровке приборов относительной связанной системы координат КА;
- при камеральной обработке и географической привязке видеоданных, полученных с КА;
- в полёте в системе управления движением КА при совместной работе нескольких приборов ориентации.

Калибровка выполняется на стенде определения матриц взаимной ориентации. Стенд выполнен на базе теодолита, проецирующего изображение одиночной звезды, двух автоколлимационных теодолитов и универсального кронштейна для крепления приборов различных типов. В состав стенда входит вспомогательное оборудование для реализации и измерений ПСК.

В докладе представлены результаты калибровок приборов семейства БОКЗ и статистическая оценка погрешностей измерений.

СТЕНДОВОЕ ОБОРУДОВАНИЕ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОПТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЗВЕЗДНЫХ ДАТЧИКОВ

**Р.В. Бессонов¹, Н.Н. Брысин¹, И.В. Полянский¹, Г.С. Полищук², В.П. Трегуб²,
Д.С. Завгородний²**

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

² Ленинградское оптико-механическое объединение имени В. И. Ленина
(ОАО «ЛОМО»), Санкт-Петербург
brysin@mail.ru

В современных астрометрических задачах актуальным является повышение точности измерения координат звезд. Существует множество факторов, которые накладывают определенные ограничения на точность измерений, такие как шумы фотоприемника, абберрации объектива, дискретность (пикселизация) изображения и т.д.

Тенденция повышения точностных характеристик приборов астроориентации делает актуальной разработку стендового оборудования, предназначенного для высокоточного определения оптических характеристик звездных датчиков.

Учитывая особенности эксплуатации оптических приборов в вакууме, при разработке стендового оборудования было принято решение о разработке двух комплексов:

- стендового оборудования для определения элементов внутреннего ориентирования звездных датчиков;
- стендового оборудования для контроля фокусировки в условиях низкого вакуума.

Стендовое оборудование для определения элементов внутреннего ориентирования звездных датчиков предназначено для определения фокусного расстояния и параметров дисторсии. Работы на этом стенде проводятся в условиях атмосферного давления.

Стендовое оборудование для контроля фокусировки в условиях низкого вакуума позволяет производить контроль фокусировки оптической системы звездного датчика в условиях низкого вакуума, а также позволяет определить барическую поправку фокусного расстояния объектива звездного датчика.

В докладе рассматриваются постановка задач по определению оптических характеристик звездных датчиков и вопросы реализации стендового оборудования.

АЛГОРИТМ ПЕРВИЧНОЙ КАЛИБРОВКИ ЗВЕЗДНОГО ДАТЧИКА В ПРОЦЕССЕ НАТУРНЫХ ИСПЫТАНИЙ

А.С. Забиякин, А.И. Цильорик

Филиал Акционерного общества «Ракетно-космический центр «ПРОГРЕСС» —
Научно-производственное предприятие «ОПТЭК», Москва
tsiliur@gmail.com

В звездных датчиках (ЗД) при распознавании звезд и отождествлении их с каталогом обычно применяются алгоритмы, использующие в качестве критериев отождествления “расстояния” между каталогизированными звездами, причем используемая метрика, как правило, является монотонной функцией углового расстояния между направляющими звезд на небесной сфере. Измеряемый угол между направляющими в приборной системе координат в свою очередь пропорционален угловому размеру элемента приемника L/F , где F - фокусное расстояние объектива, L - размер элемента приемника излучения. Номинальные значения этих параметров не приемлемы для ЗД высокой точности, поскольку их относительная ошибка должна быть, по крайней мере, 10^{-4} , что обычно не достижимо. Поэтому, необходима предварительная калибровка звездного датчика, которая может проводиться либо на дорогостоящих стендах, либо, как вариант, при натурных испытаниях. Целью настоящей работы является разработка способа калибровки, не требующего дорогостоящего дополнительного оборудования, непосредственно по координатам звезд, выделенных на снимках звездного неба. Рассматривается оригинальный алгоритм первичной калибровки ЗД непосредственно по изображениям, снятым при натурных испытаниях, и приводятся полученные практически результаты при съемке с Земли. Алгоритм использует соответствие между координатами звезд в приборной системе координат и каталогизированными координатами соответствующих распознанных по каталогу звезд. С помощью предлагаемого метода калибровки количество распознанных звезд удалось увеличить на 15%.

ПОДСИСТЕМА ГЕОМЕТРИЧЕСКОГО КОНТРОЛЯ ДЛЯ СИСТЕМ КОСМИЧЕСКОЙ ОРИЕНТАЦИИ С НЕСКОЛЬКИМИ ДАТЧИКАМИ

**О.Ю. Стекольщикова, А.В. Бирюков, А.О. Жуков, А.И. Захаров, М.Е. Прохоров,
М.С. Тучин**

*Государственный астрономический институт имени П.К.Штернберга
Московского государственного университета имени М.В.Ломоносова (ГАИШ),
Москва
oct@inbox.ru*

Лучшие серийно выпускаемые сегодня звездные датчики ориентации имеют точность в несколько угловых секунд, солнечных датчиков – десятки секунд. В ближайшее десятилетие ожидается повышение их точностей на порядок.

Если на борту КА установлено несколько датчиков (или датчик с несколькими оптическими системами), то уже при современной точности обеспечить сохранение взаимной ориентации датчиков, установленных на борту КА, на уровне погрешности их измерений только за счет жесткости конструкций КА не представляется возможным. Этот факт подтвержден в ряде лабораторных и космических экспериментов. По этой же причине возникает существенная погрешность при переносе полученной ориентации на целевую аппаратуру КА.

Эти отклонения приводит к появлению ошибок рассогласования измеряемых показаний датчиков, что не позволяет осуществлять ориентацию целевой аппаратуры с той точностью, которую могут обеспечить датчики ориентации. Из-за этого дальнейшее повышение точности датчиков ориентации теряет смысл без принятия специальных мер к их взаимной привязке.

Таким образом, для создания систем определения ориентации с секундными, а тем более субсекундными точностями, содержащих несколько датчиков, а также для переноса показаний такой системы на целевую аппаратуру, необходимо включение в состав этих систем средств контроля геометрии. При этом точность подсистемы геометрического контроля должна быть того же порядка, что и точность датчиков.

В работе рассматривается один из вариантов конструкции системы геометрического контроля, на которой могут устанавливаться два или три высокоточных датчика определения ориентации различных типов.

СИСТЕМАТИЧЕСКИЕ ПОГРЕШНОСТИ ИМИТАТОРОВ ЗВЕЗДНОГО НЕБА НА ОСНОВЕ РАСТРОВЫХ ЭКРАНОВ

**М.С. Тучин, А.И. Захаров, Н.Л. Крусанова, А.В. Миронов, В.Г. Мошкалев,
М.Е. Прохоров, О.Ю. Стекольщикова**

*Государственный астрономический институт имени П.К.Штернберга
Московского государственного университета имени М.В.Ломоносова (ГАИШ),
Москва
wizard81@mail.ru*

Для исследования реального цикла функционирования звездного датчика (ЗД) ориентации предназначены динамические стенды, в состав которых входят имитаторы звездного неба. В последнее время для получения изображения звездного неба чаще всего используются растровые экраны (компьютерные или телевизионные).

В отличие от звезд экран имитатора неба располагается на конечном и обычно небольшом расстоянии от ЗД, из-за чего изображение экрана может оказаться нерезким. Это особенно существенно для ЗД с длиннофокусными объективами. В этом случае между ЗД и экраном устанавливается коллиматор, относящий резкое изображение экрана имитатора звездного неба на бесконечность.

Преимущества использования подобных экранов, управляемых компьютерами, очевидны: на них можно воспроизвести любой участок звездного неба, добавить любое число объектов-помех с заданными свойствами, привести небо в движение и т.д.

Однако эти экраны обладают некоторыми особенностями, которые необходимо учитывать при проведении динамических испытаний ЗД и обработке их результатов.

Наиболее важная особенность растрового экрана – его дискретность. Минимальный размер изображения равен размеру пикселя, в то время как звезды на реальном небе – точечные источники. Перемещение изображения по экрану также возможно только на величину кратную пикселю.

Вторая особенность – пиксель цветной. Внутри он разделен на четыре части (2×2), две из которых - зеленые, одна – синяя и одна – красная. Изменение цвета пикселя меняет положение его фотоцентра. На положение фотоцентра изображения влияет также кривая спектральной чувствительности матричного фотоприемника ЗД.

Обычно проекция пикселя экрана на фокальную плоскость ЗД сравнима с размерами пикселей фотоприемника, но есть ситуации, когда проекция пикселя экрана будет в несколько раз больше.

Перечисленные факторы приводят к систематическому увеличению невязки при решении задачи Вахбы, что обязательно должно учитываться при проведении динамических испытаний ЗД. В работе даны оценки указанных систематических погрешностей и обсуждается их влияние на оценки динамических параметров ЗД.

ПРОГРАММНО-АППАРАТНЫЙ МОДЕЛИРУЮЩИЙ КОМПЛЕКС ДЛЯ ОТРАБОТКИ АЛГОРИТМИЧЕСКОГО И ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЗВЕЗДНЫХ ПРИБОРОВ

В.О. Князев, А.П. Бытейщиков, В.В. Куняев, О.В. Федотов, И.Л. Фишкин
АО «НПП «Геофизика - Космос», Москва
1102@geocos.ru

При разработке и отработке алгоритмического и программного обеспечения звездных приборов (ПЗВ) используются различные технические средства: математические модели, симуляторы, эмуляторы, стендовое оборудование. Эти средства обладают своими особенностями, а их использование может ограничиваться схемотехникой ПЗВ. Например, современные ПЗВ зачастую не имеют ОЗУ для хранения полных кадров с фотоприемника (ФПМ), что требует предварительной обработки изображения в ПЛИС или заказной микросхеме. Отказ от полнокадрового ОЗУ усложняет отладку программного обеспечения (ПО). Кроме того, устройство предобработки также требует верификации заложенных алгоритмов. Отработка на стендах имеет свои недостатки: у высокоточных стендов - невозможность имитации реальных групп звезд, динамики КА и помеховых событий; у динамических имитаторов - ограниченная точность имитации межзвездных расстояний и распределения сигналов в изображениях звезд и помех. Также в ходе отработки возникают сложности при определении причин нештатного функционирования ПЗВ – помимо ошибки в ПО это может быть случайное воздействие на ПЗВ или имитатор, засветка, повышенная температура ФПМ, «зависание» ПО стенда. Анализ усложняется в случае редко проявляющейся ошибки. Все это приводит к целесообразности создания программно-аппаратного средства, которое с одной стороны позволит проводить отработку ПО «на железе», а с другой будет лишено указанных ограничений.

Моделирующий комплекс состоит из рабочего места NI PXI и специального ПО. Первый блок ПО выполняет генерацию изображения с учетом известных параметров имитируемого ФПМ, оптической схемы, орбиты и эволюций КА, а также фоно-помеховой обстановки. Второй блок ПО отвечает за передачу изображения в ПЛИС испытуемого ПЗВ. Для передачи используются аппаратные возможности NI PXI под управлением LabView, причем выполняется штатная циклограмма взаимодействия, т.е. ПЗВ не «чувствует» разницы между ФПМ и NI PXI. Третий блок ПО осуществляет сравнение результатов обработки изображения математической моделью алгоритмов ПЗВ и реальных результатов работы ПЗВ, полученных по штатному интерфейсу. Такой подход позволяет создавать тестовые сценарии, не ограниченные возможностями испытательного оборудования. Предложенный метод может быть применен при отработке и отладке как проектов ПЛИС, осуществляющих предобработку изображения, так и всего ПО в целом, включая штатный протокол взаимодействия.

ЭФФЕКТИВНЫЙ МЕТОД ПОЛНОГО ПОКРЫТИЯ НЕБЕСНОЙ СФЕРЫ

И.С. Кружилов
АО «НПП «Геофизика-Космос», Москва
BearSubj13@yandex.ru

На начальном этапе разработки алгоритмического обеспечения для приборов ориентации по звездам используется математическое моделирование. В ходе моделирования перебираются различные положения поля зрения прибора на небесной сфере. Для каждого положения поля зрения координаты звезды из инерциальной системы (чаще всего J2000) переводятся в систему координат матричного фотоприемника. В полученные координаты звезд на фотоприемнике вносится погрешность. С помощью тестируемых алгоритмов производится распознавание звезд и определение итоговой ориентации. Полученное значение ориентации сравнивается с тем, что задавалось при моделировании.

Данный метод моделирования требует перебора множества положений поля зрения на небесной сфере. Традиционным подходом для решения этой задачи является последовательный перебор различных значений углов склонения и восхождения и задание положения центра поля зрения в соответствии с этими углами. Этот подход имеет существенный недостаток – положения центров поля зрения неравномерно расположены на небесной сфере и их плотность возрастает при приближении к полюсам. Другим способом является квазиравномерное разбиение сферы. Этот способ гарантирует близкое к равномерному распределение положений центров поля зрения. Тем не менее, количество разбиений, полученное квазиравномерным методом, пропорционально квадрату минимального расстояния между узлами. Для расстояния в 15 угл. сек. требуется анализ порядка миллиона узлов, что сопряжено с вычислительной сложностью.

В докладе предлагается рекурсивный метод разбиения небесной сферы, при котором зависимость количества узлов от требуемой точности разбиения имеет характер близкий к линейному. Такая зависимость достигается за счет того, что шаг разбиения уменьшается только в тех областях, где расположено мало звезд или звезды расположены крайне неравномерно. В работе предложена оценка минимального количества звезд в области сферического треугольника. Эта оценка позволяет быстро находить участки звездного неба, где расположено количество звезд, недостаточных для распознавания. Благодаря предложенному методу точность разбиения в 5 угл. мин. требует порядка 10^4 узлов разбиения.

секция 3
ПРИБОРЫ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ,
НАБЛЮДЕНИЯ И ОПТИЧЕСКОЙ НАВИГАЦИИ

КОМПЛЕКС ОПЕРАТИВНОГО МОНИТОРИНГА ЗЕМНОЙ ПОВЕРХНОСТИ «ГОРИЗОНТ-МП» ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ГИДРОМЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИХ КА

Г.А. Аванесов¹, Б.С. Жуков¹, И.В. Полянский¹, Э.А. Рожавский²

¹Федеральное государственное бюджетное учреждение науки Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН), Москва
²Специальное конструкторское бюро космического приборостроения ИКИ РАН (СКБ КП ИКИ РАН), Таруса, Калужской обл.
 ivpolyan@cosmos.ru

При решении задач гидрометеорологического мониторинга процессов и объектов на земной поверхности и в атмосфере важным фактором является регулярное получение многозональной визуальной информации в широкой полосе обзора с достаточно высокой детальностью. Для перспективных космических аппаратов «Метеор-МП» в ИКИ РАН разрабатывается комплекс оперативного мониторинга «Горизонт-МП», в котором сверхширокий угол поля зрения и высокое пространственное разрешение достигается за счет использования кадровой съемки совместно с механическим сканированием.

Принципиальной особенностью аппаратуры «Горизонт-МП» является наличие канала калибровки по солнечному излучению, который позволяет привязывать данные наблюдений к абсолютным значениям энергетической яркости, а также учесть изменение характеристик оптических элементов и чувствительности сенсоров в ходе эксплуатации.

Представлены основные принципы построения системы, а также результаты отработки оптико-механического сканера и электронного тракта с крупноформатной фоточувствительной матрицей, полученные в ходе разработки и макетирования аппаратуры.

РАДИОМЕТРИЧЕСКАЯ КРОСС-КАЛИБРОВКА КМСС-М КА «МЕТЕОР-М» №2 И MODIS КА «TERRA»

Т.В. Кондратьева¹, Б.С. Жуков¹, Л.И.Пермитина², И.В.Полянский¹

¹Федеральное государственное бюджетное учреждение науки Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН), Москва
²Научный центр оперативного мониторинга Земли (НЦ ОМЗ), Москва
 tkondratieva@iki.rssi.ru

Рассматриваются результаты сопоставления коэффициентов спектральной яркости (КСЯ) различных классов природных объектов по данным Комплекса многозональной спутниковой съемки (КМСС-М) КА «Метеор-М» №2 и спектрорадиометра MODIS КА «Терра».

Комплекс многозональной спутниковой съемки (КМСС-М) работает на борту КА «Метеор-М» №2, выведенного на орбиту 8 июля 2014 г. Комплекс КМСС-М включает в себя три камеры МСУ (многозональное сканирующее устройство), которые осуществляют съемку поверхностей суши и акваторий в видимом и ближнем ИК-диапазонах.

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

Проведенный анализ КСЯ для различных классов природных объектов с одинаковыми географическими координатами и временами съемки КМСС-М и MODIS с учетом различия спектральных зон приборов позволил получить формулы для пересчета коэффициентов спектральной яркости природных объектов, регистрируемых камерами КМСС-М и спектрорадиометром MODIS.

ЛУННАЯ СТЕРЕОТОПОГРАФИЧЕСКАЯ КАМЕРА ЛСТК ДЛЯ ОРБИТАЛЬНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «ЛУНА-РЕСУРС-1» ОА

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

¹ Федеральное государственное бюджетное учреждение науки

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

² Московский государственный университет геодезии и картографии, Москва

ivpolyan@cosmos.ru

Лунная стереотопографическая камера ЛСТК предназначена для стереосъемок поверхности Луны с целью построения топографических моделей поверхности высокого разрешения, которые будут использоваться для обеспечения автономной оптической навигации в последующих лунных миссиях.

Съемка камерой ЛСТК должна производиться с космического аппарата, находящегося на околокруговой лунной орбите высотой от 50 до 100 км, оптимизированной для обеспечения максимального покрытия территории, имеющего трехосную ориентацию и систему стабилизации углового положения в орбитальной системе координат. Принцип действия ЛСТК основан на последовательной кадровой съемке участков поверхности Луны посредством двух оптических головок, ориентированных вперед и назад относительно направления полета КА, обеспечивающих получение пары изображений методом наклонно-конвергентной стереосъемки.

Ожидаемые результаты космического эксперимента – построение цифровой трехмерной карты Луны в диапазоне широт 30-80° с.ш. и 30-80° ю.ш. с горизонтальным разрешением 2,5...3 м и точностью по высоте лучше 10 м.

ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ АСТРОВИЗИРУЮЩЕГО УСТРОЙСТВА НА ОСНОВЕ ШИРОКОФОРМАТНЫХ ПРИЕМНИКОВ ИЗОБРАЖЕНИЯ ТИПА APS

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

Федеральное государственное бюджетное учреждение науки

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

eluashev-jak@yandex.ru

Ранее в ООО«НПК «Электрооптика», при участии сотрудников оптико-физического отдела ИКИ РАН, было разработано астровизирующее устройство (АВУ), которое совместно с бесплатформенной инерциальной навигационной системой (БИНС), разработки ООО«НПК «Электрооптика», образует астроинерциальную навигационную систему (АИНС) для авиации. АВУ в составе АИНС предназначено для круглосуточной коррекции накапливающихся ошибок (дрейфа) гироскопов БИНС.

Для вычисления параметров ориентации АВУ определяет текущую собственную ориентацию, как по звездам, так и Солнцу, и имеет по одному звездному и солнечному каналу. Звездный канал основан на широкоформатном приемнике изображения на базе ПЗС, использование которого имеет определенные недостатки. Наиболее значимые из них: необходимость в электромеханическом затворе; большое время считывания изображения; требование нескольких номиналов напряжения питания.

В инициативном порядке сотрудниками оптико-физического отдела ИКИ РАН была проведена работа по анализу перспективы использования широкоформатных приемников изображения типа APS (active-pixel sensor, или КМОП-матрица) в АВУ. Был изготовлен макет АВУ, имеющий такую же оптическую систему, как и ранее разработанный АВУ. Использование КМОП-матрицы позволило отказаться от использования электромеханического затвора и повысить скорость получения изображения. Благодаря быстродействию новой КМОП-матрицы стало возможным применить новые алгоритмы, которые сократили в 50-100 раз время появления первой, после начала работы АВУ, информации об ориентации при высоких уровнях яркости фона. Период обновления информации об ориентации сократился в 5 раз. Основной недостаток КМОП матриц – значительно меньшая глубина потенциальной ямы в пикселе – также компенсируется быстродействием матрицы и новыми алгоритмами, позволяющими за короткий промежуток времени принять и усреднить на порядок больше кадров, чем в ранее разработанном АВУ.

Вместо солнечного канала в АВУ нового поколения предлагается использовать еще один аналогичный звездный канал. Оба канала должны располагаться под углом 80°÷100° друг к другу для исключения возможности одновременной засветки Солнцем.

Результаты натурных съемок макета АВУ на базе КМОП-матрицы показали возможность определения ориентации при экспозиции 10 мс. При этом погрешность определения ориентации при накоплении информации по 40 кадрам сопоставима по точности с АВУ на основе ПЗС, но АВУ на основе ПЗС имеет штатную экспозицию 50 мс.

АВТОНОМНАЯ ОПТИЧЕСКАЯ НАВИГАЦИЯ НА ЗЕМНЫХ ОРБИТАХ ПО КОНТРОЛЬНЫМ ТОЧКАМ

Б.С. Жуков

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

Автономная оптическая навигация по контрольным точкам на земной поверхности может быть основана на:

- поиске на изображениях, получаемых навигационной камерой, контрольных точек (КТ), хорошо привязанных к географической системе координат;
- определении направления на них с помощью данных об ориентации, получаемых звездными датчиками;
- оценке по ним параметров орбиты КА.

Ключевым для данного способа навигации является выбор хорошо опознаваемых и хорошо географически привязанных КТ на земной поверхности. В настоящее время доступна база КТ Landsat, которая содержит более 3 млн. КТ, ошибка привязки которых составляет ~20 м (1σ). Опорные изображения КТ Landsat получены с разрешением 30 м и имеют размер 64x64 пикс., т.е. их область определения составляет 2x2 км.

Недостаток базы КТ Landsat для решения навигационных задач при использовании навигационных камер с более низким разрешением – недостаточная область определения КТ. Например, навигационная камера с полем зрения 18° на базе КМОП-матрицы CMV4000 будет иметь разрешение 60-150 м с высоты 400-1000 км. Учитывая, что при иерархическом поиске обычно требуется размер изображения КТ в 64x64 элементов разрешения камеры, область определения КТ необходимо увеличить до 10x10 км. Эта задача решается путем расширения области определения КТ Landsat по изображениям МСУ-100/КМСС, имеющим разрешение 60 м. Для этого проводится отбор КТ Landsat, хорошо опознаваемых на изображениях МСУ-100 и удовлетворяющих критериям хорошей локализуемости и уникальности, определяется положение их центра на изображениях МСУ-100 с субпиксельной точностью и формируются новые опорные изображения КТ требуемого размера.

Приводятся примеры определения положения КА по модельным изображениям навигационной камеры с использованием сформированной системы КТ с расширенной областью определения.

НАВИГАЦИЯ НА ЛУННЫХ ОРБИТАХ И ПРИ ПОСАДКЕ НА ЛУНУ С ПОМОЩЬЮ СВЕРХШИРОКОУГОЛЬНОЙ КАМЕРЫ

Б.С. Жуков, С.Б. Жуков

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

Автономная оптическая навигация на лунных орбитах и при посадке на Луну может осуществляться с помощью сверхширокоугольной навигационной камеры с полем зрения $\sim 180^\circ$, функционирующей в комплексе со звездными датчиками.

Такая система позволяет реализовать:

- начальную оценку положения КА по горизонту Луны с точностью от нескольких километров до нескольких десятков километров в зависимости от высоты и условий освещения без необходимости использования априорной орбитальной информации;
- абсолютную навигацию по топографической карте Луны на лунных орбитах и на первом этапе траектории подлета к району посадки, позволяющую уточнить положение КА до ~100 м;
- относительную навигацию на заключительном участке траектории подлета, когда разрешение получаемых снимков становится значительно лучше разрешения карты;
- построение карты риска поверхности на заключительном этапе вертикального спуска.

Рассматривается вариант построения сверхширокоугольной навигационной камеры с объективом типа Fisheye и фотоприемником на основе КМОП-матрицы CMV4000. Анализируются требования к бортовой памяти в зависимости от стоящей задачи и возможности их минимизации.

Для отработки навигации с помощью сверхширокоугольной камеры создан специальный стенд. Рассматривается методика калибровки камеры и моделирования автономной оптической навигации на стенде, приводятся результаты первых экспериментов.

ТОЧНОСТЬ ЛОКАЛИЗАЦИИ ГРАНИЦ

В.А. Гришин

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

При анализе изображений важную роль играют методы выделения границ. Дело в том, что границы - это наиболее информативная часть изображения. В данном случае под границами будем понимать геометрическое место точек изображения, в которых градиент яркости достигает экстремальных значений в некоторой окрестности. Несмотря на почтенный возраст, эта задача остается актуальной и в наше время в силу ее большой практической важности.

Если изображение обрабатывается с целью проведения измерений, то вопрос точности локализации границ приобретает первостепенное значение. Необходимым условием является также получение достаточно надежных оценок точности локализации границы, что необходимо для построения матрицы ошибок измерений.

В случае, если производится поиск и локализация границ с целью установления соответствия с векторной картой, то появляется возможность существенно упростить задачу путем сведения двумерной задачи к одномерной посредством введения локальных систем координат, связанных с каждым отрезком карты. При наличии значительного уровня помех наиболее помехоустойчивым методом локализации границ можно считать подгонку (fitting) методом максимального правдоподобия. Методы оптимальной фильтрации больше подходят для обнаружения границ. Метод максимального правдоподобия может быть модифицирован для реализации субпиксельной точности. Известные подходы основываются на некоторой идеализированной модели границы, в качестве которой используются функция ошибок, тангенс, показательная функция, сплайны и т.д.. Анализ показывает, что реальные профили яркости сильно отличаются от идеализированных профилей наличием значительных вариаций яркости материка и несколько меньших вариаций яркости океана. Таким образом, возмущения носят выраженный нестационарный характер. Для реализации был выбран метод максимального правдоподобия с использованием идеализированной модели границы в виде сплайна. Перспективным направлением развития этого метода можно считать использование вместо идеализированных моделей реальных эталонных изображений профиля яркости границы. Это не только заметно уменьшит интенсивность возмущений, но и будет способствовать их декорреляции, что положительно скажется на точности. С другой стороны, это существенно облегчит задачу селекции облаков, которая представляет определенные проблемы на моноспектральных изображениях. Для представления реальных профилей яркости (одномерных векторов) могут быть использованы, например, сплайны либо вейвлеты.

ТОЧНОСТЬ И НАДЕЖНОСТЬ ОПТИЧЕСКОЙ НАВИГАЦИИ

В.А. Гришин, Т.В. Кондратьева

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

Все большее внимание в настоящее время уделяется использованию оптических методов навигации. Такие методы навигации являются пассивными, что обеспечивает их очень высокую устойчивость к подавлению.

Ключевыми параметрами навигационной системы являются точность и надежность. На надежность навигации существенным образом влияет тот факт, что оптические системы видимого и ближнего ИК-диапазонов не являются всепогодными и всесуточными. Тем не менее, малый вес и габариты таких систем являются серьезными аргументами в их пользу. Точность навигации определяется, в первую очередь, тем количеством ориентиров, что используются для навигации. Причем основополагающим параметром является разрешение используемого оптического датчика (размер проекции пиксела на Земле). Дело в том, что для каждого класса объектов, которые могут быть использованы как навигационные ориентиры, существует интервал разрешений, в котором они могут надежно распознаваться и достаточно точно визироваться. Вне указанного интервала использование таких ориентиров невозможно. Следующим по важности является информативность объекта. Информативность влияет как на точность локализации, так и на уникальность объекта (в пределах области неопределенности). Важными показателями являются также легкость распознавания, точность топографической привязки и стабильность ориентиров во времени. Уникальным объектом с точки зрения допустимого интервала разрешений и информативности являются береговые линии. Их можно использовать для навигации в очень широком интервале высот приблизительно от сотен метров до 50 000 км. Факторы, влияющие на точность навигации по береговым линиям:

- точность карты;
- приливы и отливы для океана, паводки и засухи для внутренних водоемов;
- форма береговой линии в поле зрения, открытая для наблюдения;
- ошибки распознавания облаков;
- положение береговой линии в поле зрения.

Необходимо отметить, что приливы и отливы для океанских берегов хорошо прогнозируются, в отличие от паводков и засухи для внутренних водоемов. Для повышения точности и надежности навигации желательно иметь индивидуальные профили яркости берегов.

Для отработки алгоритмов, программ, приборов, а также приемо-сдаточных испытаний необходимо иметь базу тестовых изображений. В настоящее время такая база создается на основе видовой информации, получаемой с камер КМСС. Целесообразно все изображения этой базы привязать по массиву ориентиров Landsat.

Для отработки алгоритмов навигации создано программное обеспечение, работающее в пакетном режиме с выдачей массивов отладочной информации. Разработано программное обеспечение для анализа этой информации.

СИНТЕЗ АЛГОРИТМОВ ОРТОКОРРЕЛЯЦИОННОГО АСТРООРИЕНТИРОВАНИЯ ЛИНИИ МЕЖСПУТНИКОВОЙ СВЯЗИ

Ю.М. Афанасенков¹, Д.В. Васильев¹, В.А. Никонов¹, В.В. Сумерин²

¹МФТИ, Москва

²Акционерное общество «Научно-производственная корпорация «Системы прецизионного приборостроения» (АО «НПК «СПП»), Москва

victor.nikonov@gmail.com

Представлена технология организации работы межспутниковой лазерной системы передачи информации (условно обозначаемой как ТРОПА). Проект ТРОПА разрабатывается и ведётся в АО НПК «СПП». ТРОПА – это оптико-электронная следящая система (ОЭСС), назначение которой состоит в удержании оптического контакта между парой спутников партнёров (СП1 и СП2) с погрешностью менее одной угловой секунды, что позволяет обеспечивать непрерывную межспутниковую связь узким маломощным лазерным лучом. Контроль за звёздным полем достигается в ТРОПЕ с помощью быстрых беспоисковых ортокорреляционных (ОК) методов сравнения текущего изображения (ТИ), полученного фотоприёмником на борту, с эталонным изображением (ЭИ) в памяти прибора. ЭИ формируются по данным звёздного каталога и известным априори траекториям (эфемеридам) СП1 и СП2. В отличие от корреляционных методов, дающих оценку сходства сигналов (изображений) – точка интереса – максимум (сходства), ОК-метод – предоставляет оценку степени их различия – точка интереса – строгий ноль (минимум различия).

ОЭСС ТРОПА работает в двух режимах: 1) автозахват (АЗ) положения ТИ на эталонном поле; 2) автослежение (АС), в замкнутом многомерном следящем контуре, за положением заданного ЭИ в ТИ и измерения с субпиксельной точностью текущих многомерных сдвигов между этими изображениями. АЗ в данной работе реализован с помощью усовершенствованного, не чувствительного к крену, алгоритма быстрого поиска. Контур АС использует систему парциальных ортокорреляционных дискриминаторов (ОКД), каждый из которых работает со всем полем входного изображения, преобразованным в систему координат, в которой измеряемая компонента сдвига линеаризована. Были синтезированы ОКД компонент сдвига по осям координат и по крену. С учётом специфики рассчитаны фильтры петель обратной связи. Авторами продемонстрированы итоги полунатурного моделирования замкнутой ОЭСС за эфемеридой СП.

секция 4
СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ И НАВИГАЦИИ КА

РАЗРАБОТКА ОТКАЗОУСТОЙЧИВОЙ СИСТЕМЫ АВТОНОМНОЙ ОРИЕНТАЦИИ И НАВИГАЦИИ, КОМБИНИРОВАННОЙ С МАГНИТО-ИНЕРЦИАЛЬНЫМ МОДУЛЕМ

А.А. Игнатьев¹, А.В. Лященко¹, Г.М. Проскурляков¹, М.В. Поздяков¹, Г.Н. Румянцев²

¹ОАО «Институт критических технологий», г. Саратов

²ФГУП «Научно-производственный центр автоматизации приборостроения им. акад. Н.А. Пилюгина», г. Москва
otd01@nprear.ru

Целью настоящей работы является обоснование принципиальной возможности и практической целесообразности усовершенствования существующих платформенных (ПИОН), бесплатформенных (БИОН), инерциальных и астрономических (АСОН) систем автономной ориентации и навигации баллистических (БА) и космических (КА) аппаратов путем их комбинирования с магнито-инерциальным модулем (МИМ) с использованием принципа функциональной избыточности информации.

Применяемые на БА и КА системы ПИОН и АСОН обладают высокой точностью и помехоустойчивостью, но, как правило не обладают малыми габаритами, массами, высокой надежностью и отказоустойчивостью и сравнительно дороги. Известные БИОН имеют относительно невысокую точность.

На основе принципов комбинирования, функциональной избыточности информации, векторного метода с использованием соответствующего программно-алгоритмического обеспечения обработки многомерной информации, получаемой от существующих систем и дополнительного модуля МИМ, показана возможность эффективного решения поставленной задачи.

Ожидаемые параметры комплекса автономной ориентации и навигации БА и КА:

- дальность и время полета..... не ограничены,
- высота полета..... до 50 000 км,
- скорость полета..... до 20 км/с,
- перегрузки..... до 40 g,
- предельные ошибки ориентации..... не более 0,5°
(при особых условиях $\leq 0,1^\circ$),
- предельные ошибки..... не более 100 м
позиционирования на траектории..... (при особых условиях $\leq 10^\circ$)

Новизна работы и практическая полезность заключается в том, что путем незначительного усложнения состава существующих систем ориентации и навигации, применяемых на БА и КА, за счет расширения информации (дополнительно - магнитометрической и тахометрической) программно-алгоритмическим путем возможно существенное улучшение технико-эксплуатационных показателей.

Область использования предложений: системы ориентации и навигации, применяемые на БА и КА.

ПЛАТФОРМА И СИСТЕМА НАВЕДЕНИЯ В ПРОЕКТЕ ОРБИТАЛЬНОЙ СТЕРЕОСКОПИЧЕСКОЙ ОБСЕРВАТОРИИ

М.С. Чубей¹, А.В. Бахолдин², А.Г. Тлатов³

¹Федеральное государственное бюджетное учреждение науки Главная (Пулковская) астрономическая обсерватория Российской академии наук (ГАО РАН), Санкт-Петербург

²Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего профессионального образования Санкт-Петербургский национальный исследовательский университет информационных технологий, механики и оптики (НИУ ИТМО), Санкт-Петербург

³Кисловодская Горная астрономическая станция ГАО РАН (ГАС ГАО РАН), Кисловодск
mschubey@gmail.com

В проекте создания Орбитальной Звездной Стереоскопической Обсерватории (ОЗСО) есть необходимость и возможность использовать высокоточный датчик Солнца, роль которого может выполнить гелиограф. Устойчивое положение космических аппаратов, устанавливаемых в окрестности точек Лагранжа L4, L5, позволит проводить непрерывные наблюдения процессов на самом Солнце и в его окрестности на расстоянии до 20 радиусов Солнца для решения фундаментальных задач солнечной физики и для прикладных задач прогноза космической погоды.

В представленной работе глубже развивается концепция создания платформы для компоновки целевой аппаратуры ОЗСО, с нашей точки зрения более удобной для этой обсерватории. Одновременно расширяется научная программа миссии.

Опыт и результаты стереометрических исследований активности Солнца по программе полета космических аппаратов STEREO NASA доказывают перспективность организации орбитальной стереослужбы Солнца для решения проблемы солнечно-земных связей. Важную часть стереонаблюдений Солнца для этой службы возможно совместить с задачей удержания направления на Солнце, которую в проекте ОЗСО решать необходимо, при этом условия ОЗСО существенно отличаются от таковых в STEREO NASA.

Наземный опыт применения гелиографа и спектрогелиографа для наблюдения проявлений активности процессов на Солнце, несмотря на высокий уровень теории и достигнутый уровень разрешения изображений исследуемых деталей с введением в работу все более совершенных башенных телескопов, имеет существенные ограничения в виде проблем очистки от влияния атмосферы, невозможности наблюдать Солнце с различных сторон, без погодных ограничений. В орбитальных условиях проблем не меньше, но они имеют иные ограничения.

КОСМИЧЕСКИЙ ЭКСПЕРИМЕНТ «КАЧКА»

М.Е. Прохоров^{1,2}, М.К. Абубекеров^{1,2}, А.В. Бирюков^{1,2}, А.О. Жуков¹, А.И. Захаров^{1,2}, Д.А. Руппель², О.Ю. Стекольщиков^{1,2}, М.С. Тучин^{1,2}

¹Государственный астрономический институт имени П.К.Штернберга Московского государственного университета имени М.В.Ломоносова (ГАИШ), Москва

²ООО «Гаскол», резидент Сколково, Москва

mike.prokhorov@gmail.com

Международная космическая станция (МКС) на сегодня самая крупная космическая конструкция, созданная человеком. Из-за жизнедеятельности экипажа, функционирования механизмов и т.д. станция непрерывно испытывает колебания, как линейные, так и угловые. Знание характеристик этих вибраций важно для проведения ряда химических, технологических и астрономических экспериментов. Для астрономических и навигационных экспериментов важно знание угловых колебаний.

На борту МКС проведены (и готовятся) эксперименты, посвященные изучению вибраций станции. В них с помощью акселерометров изучаются линейные моды колебаний. Такие эксперименты обладают двумя недостатками: 1) амплитудная чувствительность акселерометров быстро падает с уменьшением частоты; 2) восстановление угловых колебаний по линейным – сложная и неоднозначная процедура.

Основной целью предложенного нами эксперимента «Качка» является изучение спектра угловых колебаний (микроускорений) отдельных модулей МКС, а также спектра изгибных и крутильных колебаний станции в целом на частотах ниже 5 Гц с угловыми амплитудами от 10^{-6} рад.

Эту задачу предполагается решать с помощью системы нескольких быстрых высокоточных автономных трехосных приборов звездной ориентации, устанавливаемых на внешней поверхности МКС. За основу такого прибора взят высокоточный звездный датчик, разработанный в ГАИШ МГУ. Предполагается, что на первом этапе эксперимента на борт одного из модулей Российского сегмента МКС будет установлен один прибор, который будет измерять угловые колебания этого модуля, а на втором этапе на другой модуль будет установлен второй прибор, тогда станут возможны измерения изгибных и крутильных колебаний станции.

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ И КОМПЬЮТЕРНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ СПУТНИКОВ С ПОДВИЖНЫМИ НЕЖЕСТКИМИ ЭЛЕМЕНТАМИ

А.Б. Нуралиева, С.С.Ткачев

Федеральное государственное учреждение «Федеральный исследовательский центр Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша Российской академии наук» (ИПМ им.М.В.Келдыша РАН), Москва

stevens_L@mail.ru

Наличие у спутника крупногабаритных нежестких элементов значительно усложняет угловую динамику. Они могут оказывать существенное влияние на движение аппарата и, следовательно, их необходимо учитывать в контуре управления. Для разработки эффективных алгоритмов управления и идентификации движения необходимо иметь математическую модель и ее численную реализацию.

Как правило, для уменьшения вычислительной сложности модели используются моды собственных колебаний всей конструкции аппарата. Этот подход удобен, когда конфигурация спутника остается неизменной. В случае же, когда конфигурация спутника меняется (например, при вращении панели солнечных батарей), собственные моды и частоты колебаний будут зависеть от текущего расположения всех элементов. В этой ситуации в качестве координат для описания деформаций конструкции возможно использование собственных мод колебаний каждого нежесткого элемента по отдельности.

Работа посвящена разработке нелинейной математической модели спутника с подвижными гибкими элементами и ее адаптации для исследования алгоритмов идентификации и стабилизации спутника.

Работа поддержана грантом РФФИ № 14-11-00621.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ МАГНИТНЫХ КАТУШЕК ДЛЯ РАЗГРУЗКИ МАХОВИКОВ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА, ДВИЖУЩЕГОСЯ ПО ВЫСОКОЭЛЛИПТИЧЕСКОЙ ОРБИТЕ

Я.В. Маштаков, С.С. Ткачев

*Федеральное государственное учреждение «Федеральный исследовательский центр Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша Российской академии наук» (ИПМ им.М.В.Келдыша РАН), Москва
yarmashtakov@gmail.com*

Рассматривается задача обеспечения солнечной ориентации космического аппарата (КА) при помощи маховичной системы управления. Из-за постоянно действующих на КА моментов, таких как солнечный и гравитационный, маховики накапливают кинетический момент, и в конечном итоге не могут обеспечить требуемое управляющее воздействие. Для разгрузки маховиков на высоких орбитах традиционно используются реактивные двигатели. Основным их недостатком является расход рабочего тела, что может существенно сократить длительность миссии.

В настоящей работе рассматривается определенный класс орбит, а именно высокоэллиптические с низким перицентром. Это позволяет на коротком отрезке орбиты в окрестности перицентра использовать магнитное поле Земли для разгрузки маховиков. Также предлагается алгоритм построения углового движения КА, позволяющий свести к минимуму накопление избыточного кинетического момента маховиками. Приводится результат моделирования работы маховичной системы управления ориентацией при разгрузке магнитным полем и показано, что осуществление разгрузки маховиков без использования реактивных двигателей в принципе возможно.

Работа поддержана грантом РФФИ № 14-11-00621.

ИССЛЕДОВАНИЕ АЛГОРИТМА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ МАКЕТОВ МИКРОСПУТНИКОВ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКОМ СТОЛЕ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ОБРАБОТКИ ВИДЕОИЗОБРАЖЕНИЯ

Д.С. Иванов, М.Д. Коптев, Н.Н. Прошунин

*Федеральное государственное учреждение «Федеральный исследовательский центр Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша Российской академии наук» (ИПМ им.М.В.Келдыша РАН), Москва
danilivanovs@gmail.com*

Перед выводом на орбиту система управления движением космического аппарата проходит через серию испытаний. На этапе разработки спутника проводятся аналитические и численные исследования алгоритмов управления. Следующим этапом верификации алгоритмов управления являются испытания в условиях, максимально приближенных к орбитальным. Для этого создаются различные стенды, имитирующие движение спутников в условиях невесомости. В ИПМ им. М.В.Келдыша находится стенд для моделирования движения группы спутников, который был разработан и введен в эксплуатацию компанией ООО «Спутникс». Стенд предназначен для изучения в лабораторных условиях алгоритмов управления движением группы микроспутников в их совместном полете и стыковке. Стенд позволяет имитировать свободное движение (в двух линейных и одной вращательной степенях свободы) орбитального полета микроспутника под действием крутящего момента и линейных ускорений от бортовых устройств микроспутника.

Задачей настоящей работы является разработка и исследование алгоритма определения поступательного и вращательного движения макетов на аэродинамическом столе с использованием обработки видеоизображения. Алгоритм основан на распознавании образов особых меток, установленных на верхней крышке макетов, и позволяет оценить положение центра масс макетов, их скорости, угловое положение и угловую скорость в системе координат, связанной со столом. В рамках настоящей работы также исследуется точность определения вектора состояния макетов на столе с использованием фильтрации Калмана. Приведены результаты лабораторных испытаний разработанной системы определения движения.

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ № 15-31-20058_мол_а_вед.

МОДЕЛИРОВАНИЕ И УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ ТЕТРАЭДРАЛЬНОЙ КОНФИГУРАЦИИ СПУТНИКОВ

С.А. Шестаков, Я.В. Маштаков

*Федеральное государственное учреждение «Федеральный исследовательский центр Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша Российской академии наук» (ИПМ им.М.В.Келдыша РАН), Москва
shestakov.sa@gmail.com*

Рассматривается задача формирования и поддержания заданной конфигурации из четырёх спутников в групповом полёте. Относительное расстояние между спутниками изменяется, поэтому форма и размер тетраэдра, формируемого четвёркой, также не остаются постоянными. Подобная эволюция тетраэдра может быть нежелательной, поэтому при планировании миссии естественным образом возникает несколько подзадач. Во-первых, необходимо выбрать такую начальную конфигурацию спутников, чтобы неизбежное нежелательное пассивное изменение формы и размера тетраэдра было минимально возможным. Во-вторых, требуется управлять всеми или некоторыми спутниками группы для поддержания конфигурации.

Для решения первой задачи используется линейная модель движения спутников в группе, учитывающая возмущение второй гармоники гравитационного поля Земли. Со временем начальный тетраэдр эволюционирует, определяются параметры эволюции: изменение формы и размера тетраэдра. Затем находятся начальные данные, минимизирующие нежелательные изменения.

Для решения второй задачи сначала находится управление, обеспечивающее требуемую конфигурацию в линейной модели движения, затем управление уточняется для нелинейной модели.

Работа поддержана грантами РФФИ № 16-01-00739 и № 15-31-20058.