



ИНСТИТУТ
КОСМИЧЕСКИХ
ИССЛЕДОВАНИЙ
РАН

шестая
всероссийская
научно-техническая
конференция

**СОВРЕМЕННЫЕ
ПРОБЛЕМЫ
ОРИЕНТАЦИИ
И
НАВИГАЦИИ
КОСМИЧЕСКИХ
АППАРАТОВ**

СБОРНИК ТРУДОВ

под редакцией
Г.А. Аванесова

РОССИЯ
ТАРУСА
10–13 сентября
2018

СЕРИЯ «МЕХАНИКА, УПРАВЛЕНИЕ И ИНФОРМАТИКА»

МОСКВА
2019

The Sixth All-Russian Scientific and Technological Conference
«CONTEMPORARY PROBLEMS OF SPACECRAFT ATTITUDE
DETERMINATION AND CONTROL»

PROCEEDINGS

Ed. G.A. Avanesov, Tarusa, Russia, September 10–13, 2018

These are the Proceedings of the 6th All-Russian Scientific and Technological Conference «Contemporary Problems of Spacecraft Attitude Determination and Control» held at the Space Research Institute of the Russian Academy of Sciences (IKI RAS) in September 10–13, 2018. Experts from the space industry of Russia participated in the conference. Their reports reflected the actual situation in the field of development of both instruments for orientation and navigation and TV imaging systems for spacecraft. The proceedings include major works presented at the conference.

Шестая Всероссийская научно-техническая конференция
«СОВРЕМЕННЫЕ ПРОБЛЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ И НАВИГАЦИИ
КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ»

СБОРНИК ТРУДОВ

Под ред. Г.А. Аванесова, Таруса, 10–13 сентября 2018 г.

Настоящий сборник содержит материалы 6-й Всероссийской научно-технической конференции «Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов», проведенной ИКИ РАН 10–13 сентября 2018 года. Участие в конференции приняли специалисты предприятий и организаций космической отрасли России, доклады которых отразили современное положение дел в области разработки приборов ориентации и навигации, телевизионных съемочных систем космических аппаратов. В сборник включены основные работы, представленные на конференции.

редакционная коллегия: *Бессонов Р.В., Воронков С.В., Клименко О.Я.*
дизайн обложки: *Давыдов В.М., Захаров А.Н.*
верстка: *Титова А.Ю.*

Мнение редакции не всегда совпадает с точкой зрения авторов статей.
Отдельные статьи даны в авторской редакции.
Качество иллюстраций соответствует предоставленному авторами материалу.

Электронная версия сборника размещена на <http://www.iki.rssi.ru/print.htm>

СОДЕРЖАНИЕ

Бессонов Р.В., Белинская Е.В., Брысин Н.Н., Воронков С.В., Куркина А.Н., Форш А.А. ЗВЕЗДНЫЕ ДАТЧИКИ ОРИЕНТАЦИИ В АСТРОИНЕРЦИАЛЬНЫХ СИСТЕМАХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ	7
Бессонов Р.В., Жуков Б.С., Караваева Е.С., Кондратьева Т.В., Шевелев В.Е. ОСНОВНЫЕ ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ АСТРОКОРРЕКТОРА ДЛЯ ВНУТРИАТМОСФЕРНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ.....	22
Аванесов Г.А., Бессонов Р.В., Куркина А.Н., Сметанин П.С. ТЕХНОЛОГИЯ НАЗЕМНОЙ ОБРАБОТКИ ДАННЫХ О КООРДИНАТАХ ЗВЕЗД В ЦЕЛЯХ ПОВЫШЕНИЯ ТОЧНОСТИ ГЕОПРИВЯЗКИ СНИМКОВ ЗЕМЛИ ИЗ КОСМОСА	35
Аванесов Г.А., Бессонов Р.В., Брысин Н.Н., Квашнин А.С., Шевелев В.Е. ПУТИ СНИЖЕНИЯ ТЕРМОУПРУГИХ ДЕФОРМАЦИЙ ПРИБОРОВ ЗВЕЗДНОЙ ОРИЕНТАЦИИ	44
Мальков Ю.Ю., Князев В.О. ОСНОВНЫЕ ПРОБЛЕМЫ И МЕТОДЫ ИХ РЕШЕНИЯ ПРИ КОНСТРУИРОВАНИИ ПРИБОРОВ ОРИЕНТАЦИИ ПО ЗВЕЗДАМ С УЧЕТОМ СОВРЕМЕННЫХ МАТЕРИАЛОВ И ТЕХНОЛОГИЙ.....	63
Белинская Е.В., Кобелева А.А., Сметанин П.С., Эльяшев Я.Д., Черняк М.Е. СРАВНЕНИЕ ЭФФЕКТОВ СТРУКТУРНЫХ ПОВРЕЖДЕНИЙ В КМОП И ПЗС МАТРИЦАХ, ПРИМЕНЯЕМЫХ В ЗВЕЗДНЫХ ДАТЧИКАХ, НА ПРИМЕРЕ СМV4000 И ФППЗ «ЛЕВ-4».....	69
Беличенко М.Л., Бессонов Р.В., Куркина А.Н., Юматов Б.А. МЕТОДИКА ВЕРИФИКАЦИИ ПРОГРАММНО-МАТЕМАТИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПРИБОРОВ ЗВЕЗДНОЙ ОРИЕНТАЦИИ.....	83
Бессонов Р.В., Белинская Е.В., Куркина А.Н., Строилов Н.А., Юматов Б.А. ПРОГРАММНЫЙ КОМПЛЕКС ОБРАБОТКИ И ХРАНЕНИЯ ИНФОРМАЦИИ С ПРИБОРОВ ЗВЕЗДНОЙ ОРИЕНТАЦИИ	92

Аванесов Г.А., Бессонов Р.В., Сметанин П.С., Филиппова О.В., Эльяшев Я.Д. ОСОБЕННОСТИ ИЗМЕРЕНИЯ КООРДИНАТ ЗВЕЗД ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫМИ ПРИБОРАМИ С РАЗЛИЧНЫМИ УГЛОВЫМИ РАЗРЕШЕНИЯМИ.....	103
Аванесов Г.А., Снеткова Н.И., Филиппова О.В., Эльяшев Я.Д. ИССЛЕДОВАНИЕ ЗВЕЗД УЧАСТКА НЕБЕСНОЙ СФЕРЫ ДВУМЯ ДАТЧИКАМИ ОРИЕНТАЦИИ БОКЗ-М60.....	114
Аванесов Г.А., Куркина А.Н., Филиппова О.В., Эльяшев Я.Д. ЭКСПЕРИМЕНТ ПО КОРРЕКЦИИ ФРАГМЕНТА БОРТОВОГО КАТАЛОГА ПРИБОРА БОКЗ-М60.....	130
Аванесов Г.А., Строилов Н.А., Филиппова О.В., Шамис В.А., Эльяшев Я.Д. АДАПТАЦИЯ ЗВЕЗДНЫХ КАТАЛОГОВ К УСЛОВИЯМ ИХ ПРИМЕНЕНИЯ В ЗВЕЗДНЫХ ДАТЧИКАХ ОРИЕНТАЦИИ	141
Прохорова С.А., Сметанин П.С., Форш А.А. РАЗВИТИЕ АЛГОРИТМОВ ФИЛЬТРАЦИИ ПЕРВИЧНЫХ ДАННЫХ В ЗВЕЗДНОМ ДАТЧИКЕ ОРИЕНТАЦИИ.....	158
Бирюков А.В., Прохоров М.Е., Тучин М.С. БАЙЕСОВСКИЙ ПОДХОД К СОВМЕСТНОЙ ОБРАБОТКЕ ДАННЫХ В ЗВЕЗДНОМ ДАТЧИКЕ С НЕСКОЛЬКИМИ ОПТИЧЕСКИМИ ГОЛОВКАМИ	174
Базина Е.А., Бессонов Р.В., Брысин Н.Н., Никитин А.В., Прохорова С.А., Сливко Н.А., Строилов Н.А., Юматов Б.А. МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ СТЕНДА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ ВНУТРЕННЕГО ОРИЕНТИРОВАНИЯ.....	186
Бессонов Р.В., Белинская Е.В., Брысин Н.Н., Воронков С.В., Прохорова С.А., Строилов Н.А., Форш А.А. СТЕНДОВОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ПОГРЕШНОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО ЦЕНТРА ЯРКОСТИ ИЗОБРАЖЕНИЯ ЗВЕЗД В ЗВЕЗДНЫХ ДАТЧИКАХ.....	203
Немальцына В.А., Щекин А.М. ОБЪЕКТИВНЫЙ МЕТОД КОНТРОЛЯ ФОРМЫ ИЗОБРАЖЕНИЯ ПРИ ВЗАИМНОЙ ВЫСТАВКЕ СВЕТОСИЛЬНОГО ОБЪЕКТИВА СО СРЕДНИМ УГЛОВЫМ ПОЛЕМ И МАТРИЧНОГО ПРИЕМНИКА ИЗЛУЧЕНИЯ НА ПРИМЕРЕ ЗВЕЗДНОГО ПРИБОРА ТОЧНОГО КЛАССА 361К.....	213
Федосеев В.И. ВОЗМОЖНОСТЬ ВЛИЯНИЯ ПОСТОРОННИХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА РАБОТУ ПРИБОРОВ ЗВЕЗДНОЙ ОРИЕНТАЦИИ	223

Барке В.В., Венкстern А.А., Котцов В.А., Захаров А.И. СПОСОБ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ЗВЕЗДНОЙ ОРИЕНТАЦИИ НЕ ТРЕБУЮЩИЙ ПЕРЕБОРА БОРТОВОГО КАТАЛОГА.....	232
Рябогин Н.В., Кошелев А.Ю., Пронина Е.Б. МЕТОДИКА ОТРАБОТКИ СИСТЕМЫ ВИЗУАЛЬНОЙ НАВИГАЦИИ И ДЕТЕКТИРОВАНИЯ УГРОЗ, РАЗРАБАТЫВАЕМОЙ НА БАЗЕ УНИФИЦИРОВАННЫХ ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ МОДУЛЕЙ	242
Гришин В.А. ВОПРОСЫ СОЗДАНИЯ ОПТИЧЕСКИХ СРЕДСТВ ИНФОРМАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЗАДАЧ СТЫКОВКИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ.....	249
Прохоров М.Е., Захаров А.И., Жуков А.О., Гладышев А.И., Кузнецова И.В. О ВОЗМОЖНОСТИ АВТОНОМНОГО ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРБИТЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА	267
Абубекеров М.К., Бирюков А.В., Захаров А.И., Кортунов П.В., Крусанова Н.Л., Мошкалева В.Г., Потанин С.А., Прохоров М.Е., Стекольников О.Ю., Тучин М.С. РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ МАЛОГАБАРИТНОГО ДАТЧИКА ЗВЕЗДНОЙ ОРИЕНТАЦИИ ДЛЯ НАНОСПУТНИКОВ	274
Брысин Н.Н., Строилов Н.А., Муравьев В.М., Любченко К.П., Сосин Р.Д., Ромашин С.Н., Санкова А.П. ИССЛЕДОВАНИЕ ЗВЕЗДНЫХ ДАТЧИКОВ НА ЭЛЕКТРОМАГНИТНУЮ СОВМЕСТИМОСТЬ	283
Абрамов Н.Ф., Воронков С.В., Никитин А.В., Полянский И.В., Форш А.А. ОБЕСПЕЧЕНИЕ ДИСТАНЦИОННЫХ ТЕЛЕВИЗИОННЫХ СЪЕМОК НА ПОСАДОЧНОЙ ПЛАТФОРМЕ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «ЭКЗОМАРС-2020»	294
Жуков Б.С., Жуков С.Б., Кондратьева Т.В., Никитин А.В. АВТОМАТИЗАЦИЯ ПОЛЕТНОЙ ГЕОМЕТРИЧЕСКОЙ КАЛИБРОВКИ КОМПЛЕКСА МНОГОЗОНАЛЬНОЙ СПУТНИКОВОЙ СЪЕМКИ КМСС-М НА КА «МЕТЕОР-М» № 2	310
Кондратьева Т.В., Б.С. Жуков, И.В. Полянский СРАВНЕНИЕ РАДИОМЕТРИЧЕСКИХ ДАННЫХ КМСС-М КА «МЕТЕОР М» № 2 ЗА 2018 ГОД С ДАННЫМИ MODIS КА «TERRA» И OLI КА «LANDSAT-8»	324
Жуков Б.С., Гришин В.А., Жуков С.Б., Кондратьева Т.В., Тучин А.Г., Ярошевский В.С. МОДЕЛИРОВАНИЕ ОПТИЧЕСКИХ НАВИГАЦИОННЫХ ИЗМЕРЕНИЙ НА ТРАЕКТОРИИ ПОДЛЕТА К РАЙОНАМ ПОСАДКИ НА ЛУНУ.....	336
Жуков Б.С., Гришин В.А., Жуков С.Б., Кондратьева Т.В., Тучин А.Г., Ярошевский В.С. МОДЕЛИРОВАНИЕ ОПТИЧЕСКИХ НАВИГАЦИОННЫХ ИЗМЕРЕНИЙ ПРИ ВЕРТИКАЛЬНОМ СПУСКЕ НА ПОВЕРХНОСТЬ ЛУНЫ.....	355

Зубарев А.Э., Надеждина И.Е., Полянский И.В., Жуков Б.С. ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПОКРЫТИЯ ТОПОГРАФИЧЕСКОЙ СЪЕМКИ ПОВЕРХНОСТИ ЛУНЫ В ХОДЕ МИССИИ ЛУНА-РЕСУРС-1 (ОА)	369
Воронков С.В., Никитин А.В., Прохорова С.А., Эльяшев Я.Д., Бережков А.В. НАЗЕМНАЯ ОТРАБОТКА ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ЛУННОГО МАНИПУЛЯТОРНОГО КОМПЛЕКСА И СЛУЖЕБНОЙ ТЕЛЕВИЗИОННОЙ СИСТЕМЫ	382
Бережков А.В., Эльяшев Я.Д. ТЕХНОЛОГИИ 3D И VR КАК СРЕДСТВА ПРЕДСТАВЛЕНИЯ НАУЧНЫХ ДАННЫХ	393

ЗВЕЗДНЫЕ ДАТЧИКИ ОРИЕНТАЦИИ В АСТРОИНЕРЦИАЛЬНЫХ СИСТЕМАХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Р.В. Бессонов, Е.В. Белинская, Н.Н. Брысин, С.В. Воронков, А.Н. Куркина, А.А. Форш

Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН)

Статья посвящена работам ИКИ РАН по созданию звездных датчиков ориентации для космической, авиационной и ракетной техники. Представленные результаты отражают достигнутый в последние два десятилетия прогресс, связанный с появлением и внедрением в системы ориентации КА широкопольных звездных датчиков ориентации. Приборы этого типа позволили изменить подходы к проектированию систем управления угловым движением КА. Появилась возможность выполнять астрокоррекцию практически непрерывно, не останавливая решение целевых задач. Существенно повысилась точность измерения параметров ориентации звездных приборов. Начали появляться приборы с погрешностью измерения ориентации в доли угловой секунды. В результате, в отечественной космической технике приборы звездной ориентации стали основой для обеспечения точности геопривязки данных ДЗЗ. Также повышалась и помехозащищенность звездных приборов к таким факторам как засветка и скорость углового движения носителя. Еще больший прогресс в помехозащищенности достигается при объединении звездного прибора с гироскопом. В сочетании с гироскопами широкопольные звездные датчики оказались пригодны для использования в навигационных системах других типов летательных аппаратов: высотной авиации, ракетах-носителях и блоках выведения

Ключевые слова: системы ориентации и навигации, астроинерциальные системы, гироскоп, прибор звездной ориентации, астрокорректор.

ВВЕДЕНИЕ

Эволюция систем ориентации в космической технике характеризуется определенными этапами и чертами. Появление в 70–80-х годах прошлого века матричных фотоприемников на основе ПЗС привело в космической технике к переходу от узкопольных астрокорректоров, требующих наведения на наиболее яркие звезды, к широкопольным приборам звездной ориентации, решающим задачу по изображению произвольного участка небесной сферы (*LN-120G Stellar-Inertial-GPS Navigation; Черенков, Худяков, 2017*). С их появлением стало возможным увеличить частоту астрокоррекций гироскопов и выполнять их параллельно с решением целевых задач. Накопление опыта применения и совершенствование звездных датчиков постепенно привело к непрерывному использованию приборов звездной ориентации. Стала нормой взаимная поддержка гироскопов и приборов звездной ориентации. Звездные приборы обеспечивают непрерывную астрокоррекцию гироскопов, а те, в свою очередь, постоянно формируют для них априорные данные, что в целом позволяет повысить помехозащищенность и надежность систем управления угловым движением КА. Использование в системе

Бессонов Роман Валерьевич – заведующий отделом, к.т.н., besson777@gmail.com

Белинская Евгения Валерьевна – младший научный сотрудник, evbelinskaya@yandex.ru

Брысин Николай Николаевич – научный сотрудник, к.т.н., brysin@mail.ru

Воронков Сергей Владимирович – старший научный сотрудник, к.т.н., servor@nserv.iki.rssi.ru

Куркина Анна Николаевна – научный сотрудник, kurkinaan@mail.ru

Форш Анатолий Анатольевич – ведущий научный сотрудник, к.ф.-м.н., forsh@ofo.iki.ru

управления нескольких приборов звездной ориентации с разнесенными по углу полями зрения позволяет обеспечить непрерывный режим астроизмерений при произвольных маневрах и ориентации изделия. Кроме того, при одновременном использовании пар приборов с близким к ортогональному расположению оптических осей, практически на порядок удается повысить точность измерения параметров трехосной ориентации. Точность возрастает за счет исключения из расчетов параметров ориентации плохо определяемых измерений угла вращения приборов вокруг своей оптической оси.

Для работы с показаниями нескольких приборов звездной ориентации в системе управления угловым движением КА создаются специальные фильтры, способные обрабатывать данные от датчиков ориентации и высокоточных гироскопов. С появлением КМОП-матриц в наши дни разрабатываются приборы звездной ориентации с уровнем точности и частотой измерений, на порядок превышающих характеристики приборов предыдущих поколений.

При этом для изделий, не требующих высокоточных измерений угловой скорости и критичных к габаритно-массовым характеристикам и надежности, например для спутников связи, встает вопрос о построении безгироскопных систем ориентации. Создаются компактные интегрированные приборы звездной ориентации с встроенными датчиками угловой скорости (ДУС) низкой и средней точности.

В начале 2000-х годов начали появляться быстродействующие крупноформатные матричные фотоприемники, что сделало возможной разработку бесплатформенных астрокорректоров для авиации, выполняющей полеты на больших высотах, начиная с 8 км (*Аванесов и др., 2013*). Решение задачи наблюдения звезд на фоне дневной атмосферы в них выполняется благодаря поддержке астрокорректора высокоточным гироскопом и использованию режима цифрового накопления видеоизображений. Астрокорректор позволяет практически полностью исключить накопление угловых ошибок измерения параметров ориентации самолета при работе в режиме спутниковых навигационных измерений и снизить темп накопления ошибок по координатам и углам при работе в полностью автономном астроинерциальном режиме. Использование нескольких, разнесенных по углу, астракамер позволяет решить задачу круглосуточного визирования звезд независимо от углов Солнца к изделию.

На основе звездных датчиков ориентации и гироскопов удается создавать астроинерциальные навигационные системы для широкого круга применений для ракет-носителей и блоков выведения, использующих классические приборы космического назначения, начиная с высот от 80 км.

ПОСТРОЕНИЕ СИСТЕМ ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДЗЗ ВЫСОКОГО РАЗРЕШЕНИЯ

Система управления движением большинства современных высокоманевренных отечественных КА ДЗЗ, таких как «Ресурс-П» и некоторых других, включает в себя три-четыре прибора звездной ориентации семейства БОКЗ и группу гироскопов высокого или среднего класса точности, зачастую волоконно-оптический (ВОГ), см. рис. 1. Использование нескольких приборов звездной ориентации

стало нормой с учетом того, что разработчикам КА необходимы высокоточные измерения параметров трехосной ориентации. Требуемый результат достигается путем выполнения синхронных измерений двумя, тремя или четырьмя приборами звездной ориентации и исключения из их числа грубо измеряемых углов поворота вокруг оптических осей приборов.

На КА ДЗЗ требования по точности угловых измерений определяются исходя из потребностей системы управления, а также с учетом интересов наземных служб обработки данных, выполняющих геопривязку космических снимков. Необходимая для этих целей точность измерений весьма высока: единицы и доли угловой секунды.

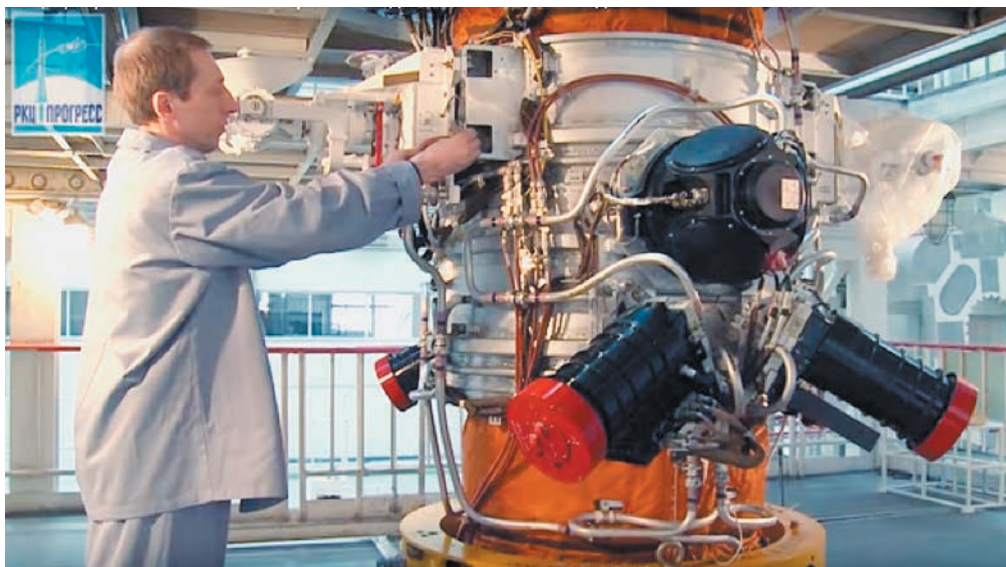


Рис. 1. Система ориентации КА «Ресурс-П», включающая 4 прибора БОКЗ-М60 и ВОГ

Гироскопы на этих КА решают две задачи. В первую очередь, от гироскопов требуется низкий уровень шума измерения угловой скорости в целях повышения частоты и точности оценки ориентации КА при совместной фильтрации показаний гироскопа и звездных приборов. Высокая точность измерений ориентации требуется на коротких интервалах времени (от 10 до 100 с) во время съемки земной поверхности. Зачастую съемка целевой аппаратурой выполняется при управляемом угловом развороте КА с угловой скоростью до 0,7 град/с, где точность приборов звездной ориентации может снижаться.

Вторая задача, которая возлагается на гироскопы, связана с обеспечением гарантированного помехозащищенного управления КА на участках неработоспособности звездных приборов. Такие ситуации могут возникать на короткое время при угловых маневрах в случаях засветки звездных приборов Солнцем и Землей, или при превышении допустимой для звездных приборов угловой скорости.

В отечественной практике вся ответственность за точность выполнения угловых маневров и точность геопривязки возлагается на звездные датчики ориентации. На аналогичных КА ДЗЗ серии Geoeue разработки США ответственность за конечный результат в большей степени возлагается на гироскопы. В их системах управления используются твердотельные волновые гироскопы с нестабильностью нуля 0,0005 град/час, т.е. за 1 ч эти гироскопы накапливают ошибку всего 2 угл.с. Шумовые же характеристики этих приборов находятся на уровне 0,01 угл.с/с и более чем на порядок превышают точность лучших приборов звездной ориентации. При таком распределении сил основным инструментом, естественно, становится гироскоп, и КА может иметь постоянную высокую точностную готовность, в том числе и на интервалах неработоспособности звездных приборов. Поэтому звездных приборов НАСТ на КА Geoeue всего два.

С учетом того, что работоспособность приборов звездной ориентации БОКЗ определяет точностную готовность отечественных КА, актуальной становится задача максимально быстрого восстановления работоспособности оптических приборов после сбоя, засветки или превышения допустимых угловых скоростей.

Следует отметить, что большинство известных приборов звездной ориентации работают в двух режимах: режим начального определения ориентации и режим слежения за звездами.

В режиме начальной ориентации прибор анализирует все свое поле зрения, на что уходит относительно большое время. Решив задачу начальной ориентации, прибор переходит в режим слежения. При этом в обработку берутся незначительные по площади фрагменты кадра – «окна», положение которых прогнозируется на основе предшествующих измерений. За счет этого достигается максимальная частота обновления информации и высокая помехозащищенность прибора. Поэтому одна из задач, которая решается при поддержке гироскопов, состоит в том, чтобы максимально быстро преодолеть участок начального определения ориентации и вернуться в режим слежения за звездами. Для этого используется получаемая от гироскопов априорная информация об ориентации, необходимая для прогноза положения «окон» вокруг звезд на кадре. Так как «окна» могут иметь размер порядка 10×10 угловых минут, то требуемая точность априорной информации от гироскопа может лежать в пределах несколько угловых минут. Такая точность на коротких интервалах времени – несколько минут – может быть обеспечена гироскопами низкой точности.

Существенный скачок в развитии звездных датчиков ориентации произошел с появлением радиационно-стойких (при низких температурах), крупноформатных, малощумящих, высокоскоростных КМОП-матриц. На сегодняшний день в ИКИ РАН создана линейка приборов звездной ориентации на КМОП-матрицах, (см. рис. 2), превосходящих предыдущие поколения приборов по ряду показателей на порядок. Так, самый высокоточный и тяжелый из них прибор БОКЗ-ВТ, основанный на 20 МП КМОП-матрице обладает массой 4,5 кг. Он имеет величину случайной составляющей погрешности 0,25 угл.с (СКО) при частоте обновления информации 10–20 Гц, и диапазоном угловых скоростей до 8 град/с. Самый миниатюрный прибор МикроБОКЗ с более скромными характеристиками обладает массой всего 600 г, и видны пути дальнейшего ее уменьшения (см. табл. 1).



Рис. 2. Приборы МикроБОКЗ, БОКЗ-МР и оптическая головка прибора БОКЗ-ВТ (высокой точности)

Таблица 1. Технические характеристики приборов звездной ориентации БОКЗ

	микроБОКЗ	БОКЗ-МР	БОКЗ-ВТ
формат КМОП-матрицы, МПк	4	4	20
фокусное расстояние объектива, мм	32	60	125
случайная составляющая погрешности определения направления оси Z в инерциальном пространстве	0,9	0,5	0,25
диапазон угловых скоростей, град/с	5	4,5	8,2
частота обновления информации, Гц	4	8	10–20
информационный интерфейс	RS422	МКО	МКО
питание, Вт	2,5	8	12
масса, кг	0,6	2,8	4,5

Важным фактором, влияющим на результирующую точность определения параметров ориентации, является термоупругая деформация конструкции прибора и КА. На рис. 3 показаны результаты измерения угла между оптическими осями двух приборов БОКЗ-М60 на КА «Ресурс-П» № 3, снятые с частотой 1 Гц на интервале 10 орбитальных витков (56000 измерений). Из рис. 3 видны (аппроксимированная линия) витковые термоупругие деформации конструкции, приводящие к изменению угла между оптическими осями двух расположенных рядом приборов на 5 угл.с.

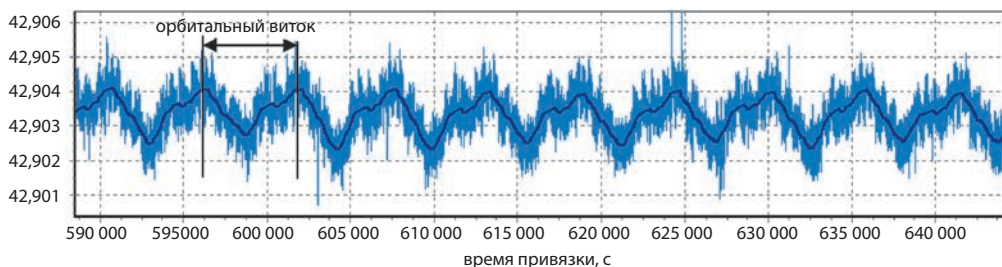


Рис. 3. Измерения угла между оптическими осями приборов на интервале 10 орбитальных витков

Показанные на рис. 3 термоупругие деформации могут возникать при недостаточной точности работы системы терморегулирования, обеспечивающей термостабилизацию основания приборов с точностью несколько градусов. Однако исследование показало, что термоупругие деформации возникают вследствие изменения освещенности бленд звездных приборов – на одной части орбитального витка бленды освещены Солнцем, а на другой находятся в тени.

Для минимизации величины термоупругих деформаций в конструкцию прибора БОКЗ-МР (см. рис. 2) внесены изменения. Бленда теплоизолирована от остальной части прибора. Съем тепла с нее организован по отдельному теплопроводу на элементы конструкции КА. В результате расчетные угловые повороты оптической оси прибора при переходе из освещенного состояния в тень не превышают 0,3 угл.с, при том, что случайная составляющая погрешности прибора БОКЗ-МР составляет 0,4 угл.с (СКО).

Судя по рис. 4, аналогичным образом установлена бленда на звездный прибор США HAST (High Accuracy Star Tracker) на КА ДЗЗ Geoeye. Следует отметить, что этот прибор является одним из самых высокоточных в мире. Случайная составляющая его погрешности измерения 0,2 угл.с (СКО). Масса прибора более 20 кг при весьма внушительных размерах.

ИНТЕГРИРОВАННЫЙ ПРИБОР

Существует достаточно много применений звездных датчиков ориентации, для которых точность измерений в доли и единицы угловых секунд не требуется. Достаточно часто не требуется и высокая точность измерения угловой скорости. Например, геостационарные КА связи должны постоянно находиться в орбитальной ориентации, а требуемая точностью ее поддержания находится на уровне нескольких угловых минут. Кроме того, на этих КА обычно остро стоит вопрос массы, так как ее требуется вывести на геостационарную орбиту, а также вопрос ресурса и надежности с учетом требуемых сроков их активного существования 15–17 лет. В связи с тем, что без оптических приборов, так или иначе, обойтись не удастся, за рубежом периодически поднимается вопрос о построении безгироскопных систем управления геостационарных КА.

Компромиссным решением для геостационарных КА могли бы стать звездные датчики ориентации с встроенными в них датчиками угловых скоростей (ДУС) на основе технологии МЭМС.



Рис. 4. Внешний вид приборов звездной ориентации NAST на КА ДЗЗ Geoeye

При введении ДУС в состав прибора звездной ориентации удастся обеспечить режим его квазинепрерывной астрокоррекции и фактически исключить ошибку, вызванную смещением нуля инерциальных датчиков. При потере оптических измерений ошибки интегрирования только что откалиброванного ДУС на коротких интервалах времени вызваны, в основном, шумом датчика, что существенно меняет отношение к его точностным характеристикам.

В результате работ по данному направлению в ИКИ РАН создано несколько модификаций интегрированных приборов с МЭМС ДУС различной точности, а также стенды для испытания интегрированных приборов. На рис. 5 показаны образцы интегрированных приборов БОКЗ-МФ.

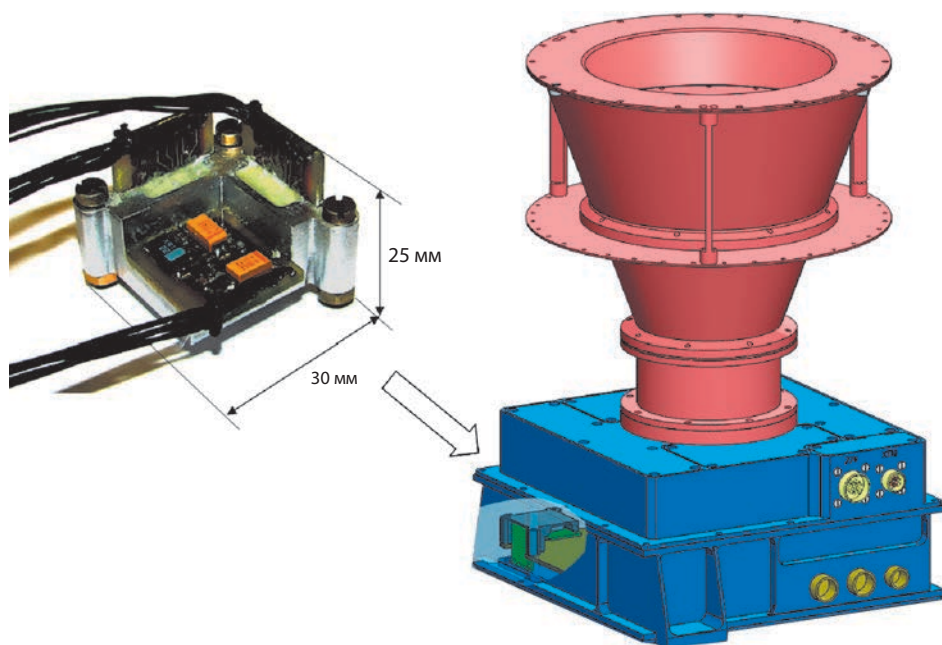


Рис. 5. Интегрированный прибор БОКЗ-МФ и трехосный ДУС на основе технологии МЭМС

Показанный на рис. 5 в сильно увеличенном виде узел трехосного ДУС на основе МЭМС имеет массу около 30 г. В случае сбоя в работе звездного датчика он способен сохранить заданную ориентацию КА на протяжении не менее 10 минут времени, что достаточно для принятия решений по дальнейшей эксплуатации изделия.

В ходе работ созданы методики взаимной калибровки системы координат прибора звездной ориентации, реализованной фоточувствительной матрицей, объективом и осями чувствительности ДУС. Разработано программно-математическое обеспечение (ПМО), позволяющее проводить квазинепрерывную калибровку ДУС (при наличии оптических измерений) и, таким образом, компенсировать смещение нулей ДУС, погрешности масштабных коэффициентов и направлений осей чувствительности. ПМО обеспечивает фильтрацию показаний угловой скорости ДУС и интегрирование углов при потере работоспособности оптического канала прибора. Использование показаний ДУС позволяет обеспечить быстрое восстановление (за 1 с) работоспособности оптического канала прибора при появлении такой необходимости. На рис. 6 показан интегрированный прибор, установленный на трехосной поворотной платформе, и результаты его работы по реальному звездному небу.

Аналогичный прибор ISC был создан несколькими годами ранее в США, в лаборатории Ч. Дрейпера. Интегрированный прибор ISC выведен в космос на КА ВВС США TacSat-2. По логике построения американский прибор несколько отличался от прибора БОКЗ-МФ, однако в обоих случаях разработчики стремились повысить характеристики помехозащищенности, точности и диапазона угловых скоростей за счет интеграции астроизмерителя и инерциальных средств.

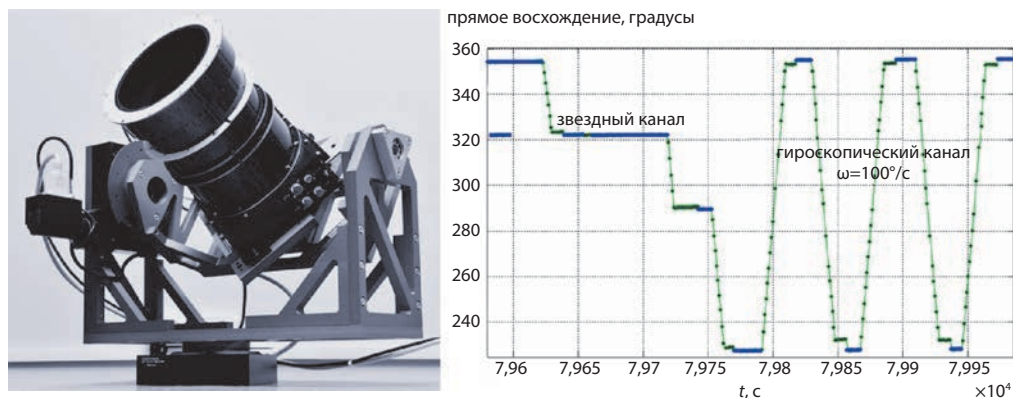


Рис. 6. Интегрированный прибор БОКЗ-МФ на поворотной платформе и график измерения угла прямого восхождения при работе прибора по реальному небу

Следует, однако, отметить, что на текущий момент времени интегрированные приборы не получили широкого распространения, однако это вполне может произойти в будущем, особенно с учетом развития технологии МЭМС и ростом потребностей в спутниках малой размерности.

АСТРОКОРРЕКТОРЫ В АСТРОИНЕРЦИАЛЬНЫХ СИСТЕМАХ САМОЛЕТОВ

Астрокорректоры на основе широкопольных звездных датчиков ориентации способны активно поддерживать работу бесплатформенных навигационных система (БИНС) систем самолетов на высотах больше 8 км. Фактически, это еще один вариант взаимной поддержки звездных датчиков ориентации и гироскопов. В отличие от рассмотренного в предыдущем разделе варианта, когда низкоточный ДУС поддерживает работу звездного датчика, здесь объединяются усилия двух высокоточных приборов.

Наземная выставка авиационных гироскопов позволяет соосному с ним звездному датчику, выступающему в роли астрокорректора, минуя режим начальной ориентации, сразу сформировать «окна» в зонах ожидаемого появления каталожных звезд. Работа в «оконном» режиме под управлением гироскопов позволяет многократно уменьшить объем обрабатываемой информации в каждом кадре изображения звезд небесной сферы. Соответственно, создаются условия для повышения частоты кадров, сокращения времени накопления и цифрового сложения изображений звезд в окнах. Последнее позволяет получить значительный выигрыш в отношении сигнал/шум и добиться превышения уровня полезного сигнала над уровнем фона, в том числе в дневное время суток.

Динамика атмосферных летательных аппаратов характеризуется значительными изменениями величины угловой скорости. Информация от БИНС позволяет обеспечить слежение за звездами в «оконном» режиме и цифровое сложение изображений «окон» с точностью до пикселя на коротких интервалах времени. На основе анализа показаний БИНС удастся выполнять короткие экспозиции в моменты снижения величины угловой скорости носителя и нахождения ее в диапазоне допустимых величин, при которых изображения звезд не имеют «смазов».

Эффективность изложенного подхода исследована и подтверждена при разработке ИКИ РАН совместно с кооперацией австровизирующего устройства (АВУ), интегрированного в состав астроинерциальной навигационной системы (АИНС), см. рис. 7. АВУ прошло полный цикл наземных и летных испытаний.

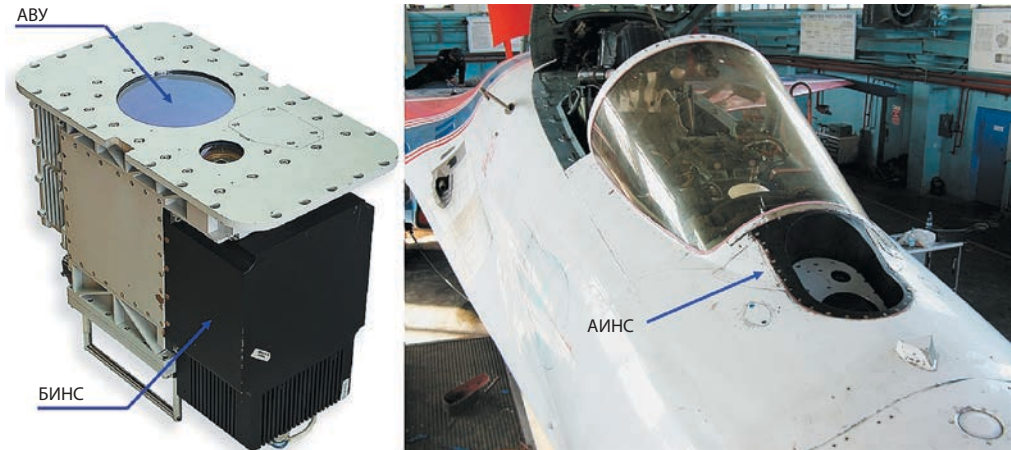


Рис. 7. АИНС, установленная на самолете Су-27

На рис. 8 (слева) показаны угловые скорости Су-27 в полете, измеренные БИНС, а также моменты съемки АВУ. Несмотря на то, что угловые скорости носителя могут иметь значительные величины, существует достаточно много моментов времени, пригодных для съемки АВУ.

На рис. 8 (справа) показаны изображения трех «окон» вокруг звезд на кадрах АВУ. Верхний кадр получен при ночной съемке при угловой скорости, превышающей диапазон рабочих угловых скоростей АВУ. Подобные кадры со «смазом» отбраковываются по показаниям БИНС и не используются для дальнейшей работы. На рис. 8 (справа посередине) показано изображения «окна» вокруг звезды величины $5,2^m$, полученное при дневной съемке в одиночном кадре. Как видно, на одиночном кадре звезда не различима в фотонном шуме, вызванном рассеянным светом в атмосфере, через который ведется наблюдение. При выполнении цифрового сложения 40 изображений звезды по показаниям БИНС с точностью до пикселя фотонный шум усредняется, а звезда становится наблюдаема. Дальнейший алгоритм обработки изображений звезд принципиально не отличается от работы приборов звездных ориентации для космических применений.

Как уже было отмечено, благодаря появлению широкоформатных и высокоскоростных КМОП матриц, в последние годы приборы звездной ориентации для КА получили существенное развитие. Еще больший эффект может быть достигнут при использовании КМОП-матриц в приборах звездной ориентации для атмосферных применений. Короткие экспозиции, высокая частота съемки и скорость получения видеоданных позволяют расширить диапазон угловых скоростей и снизить время, требуемое для накопления кадров

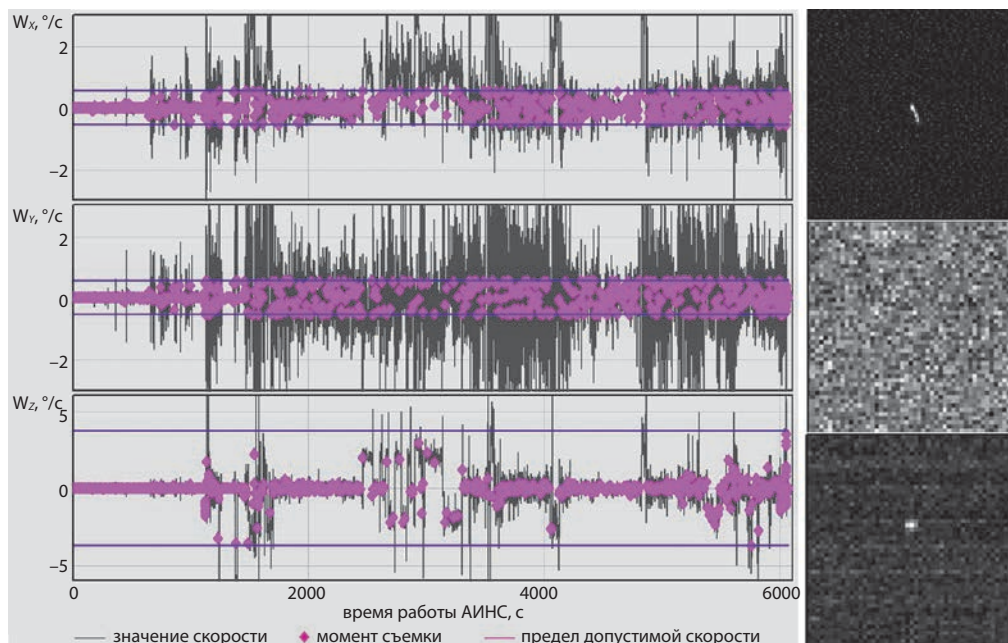


Рис. 8. Угловая скорость носителя и моменты съемки АВУ (слева). Изображения «окон» на кадрах АВУ (справа). Кадр со «смазом» (справа сверху), одиночный кадр звезды величины $5,2^m$ при дневной съемке (справа посередине), 40 сложенных кадров АВУ (справа снизу)

в режиме цифрового накопления. Если представленный на рис. 7 АВУ, собранный на основе ПЗС матрицы, позволяет получать один кадр с периодом в несколько секунд, то оптические головки, построенные на базе современных КМОП-матриц, способны обеспечить за этот же интервал времени съемку серии из 50–100 кадров.

Более того, показано, что варьируя такими параметрами как габариты оптической системы, диапазон угловых скоростей и предельная яркость фона (атмосферы) (рис. 9, табл. 2), можно создавать астроприборы для различных применений. Приборы, показанные на рис. 2, могут служить прототипами для построения астросистем различных атмосферных ЛА. При построении АВУ на базе оптической головки БОКЗ-ВТ, удастся обеспечить решение задачи астрокоррекции БИНС с высот от 8 км в дневное время в диапазоне угловых скоростей до 2 град/с. Использование более компактной версии прибора, по габаритам сравнимой с МикроБОКЗ, позволяет работать на высотах свыше 25 км в диапазоне угловых скоростей до 7 град/с. Оптическая головка БОКЗ-ВТ способна обеспечить на этих высотах (свыше 25 км) наблюдение звезд без цифрового накопления, что существенно упрощает систему.

Следует отметить, что на сегодняшний день приборы БОКЗ-М60 предыдущего поколения, изначально предназначенные для работы на КА, успешно работают на блоке выведения «Волга», где они определяют ориентацию, в том числе на активных участках работы двигательных установок ракеты-носителя и блока выведения, начиная с высот от 80 км.

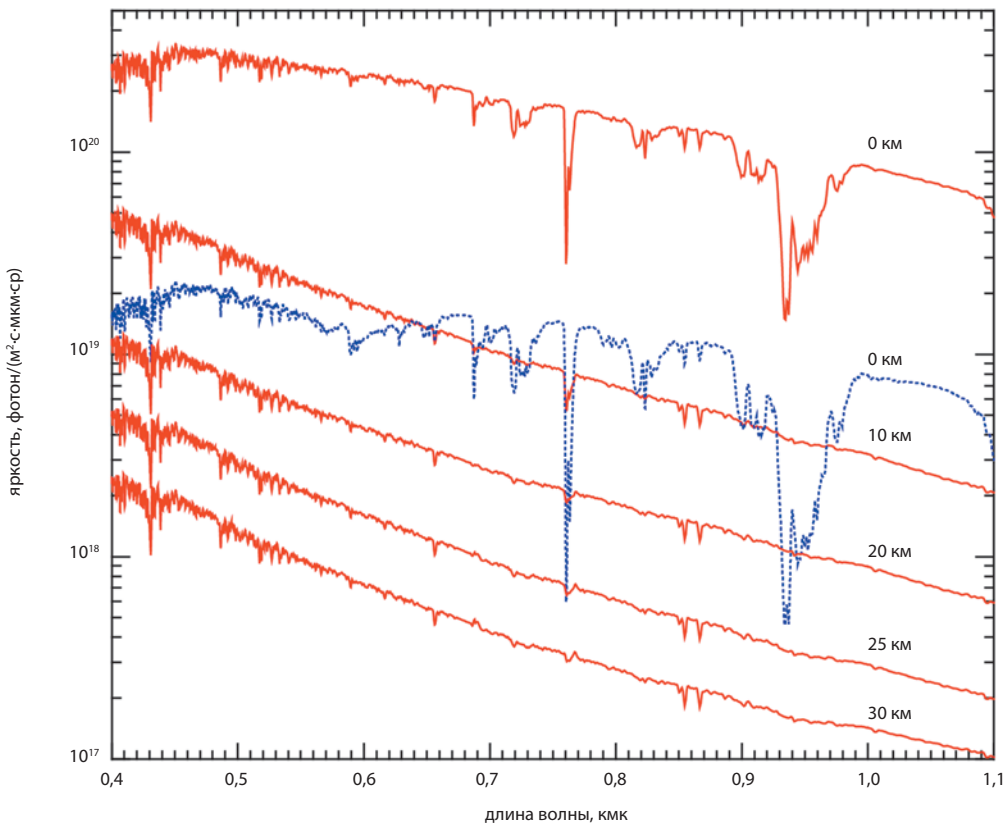


Рис. 9. Спектральная яркость неба при наблюдении в зенит в зависимости от высоты съемки при зенитном угле Солнца $\theta_S = 40^\circ$ (красные сплошные линии) и при $\theta_S = 87^\circ$ (синяя пунктирная линия)

Таблица 2. Яркости неба при наблюдении в зенит с различных высот и в различных диапазонах спектра

	яркость неба, фотон/(м ² с ср)		
	0,5–1,0 мкм	0,7– ,0 мкм	0,9– ,0 мкм
H=0 км, $\theta_S=40^\circ$	$8,1 \cdot 10^{19}$	$3,4 \cdot 10^{19}$	$6,3 \cdot 10^{18}$
H=0 км, $\theta_S=87^\circ$	$5,4 \cdot 10^{18}$	$2,5 \cdot 10^{18}$	$4,0 \cdot 10^{17}$
H=10 км, $\theta_S=40^\circ$	$5,4 \cdot 10^{18}$	$1,8 \cdot 10^{18}$	$3,8 \cdot 10^{17}$
H=20 км, $\theta_S=40^\circ$	$1,4 \cdot 10^{18}$	$4,7 \cdot 10^{17}$	$1,0 \cdot 10^{17}$
H=25 км, $\theta_S=40^\circ$	$5,0 \cdot 10^{17}$	$1,6 \cdot 10^{17}$	$3,4 \cdot 10^{16}$
H=30 км, $\theta_S=40^\circ$	$2,3 \cdot 10^{17}$	$7,3 \cdot 10^{16}$	$1,6 \cdot 10^{16}$

Как было сказано, в космической технике в целях обеспечения непрерывной астрокоррекции и повышения точности используют несколько приборов звездной ориентации с разнесенными полями зрения. На рис. 10 показана АИНС, построенная на паре оптических головок БОКЗ-ВТ, предназначенная для установки на самолете и способная обеспечить высокоточную круглосуточную астрокоррекцию на высотах более 8 км.

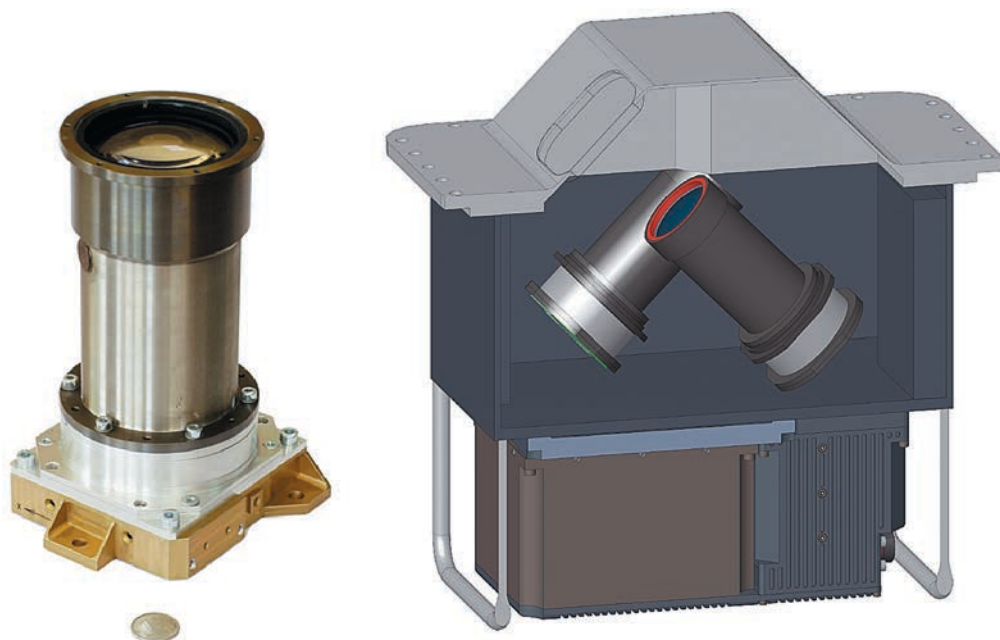


Рис. 10. Оптическая головка БОКЗ-ВТ и АИНС, основанная на паре оптических головок с разнесенными полями зрения

Использование астрокорректора в составе АИНС позволяет решать следующие задачи. При работе в режиме поддержки спутниковой навигационной аппаратуры, точность измерения координат находится на уровне единиц метров. В этом режиме точность измерения углов ориентации определяется астроприбором и составляет единицы угловых секунд.

При работе в полностью автономном режиме идеология астрокоррекции определяется точностью БИНС и динамикой носителя. При использовании высокоточной БИНС и плавном движении носителя (например, на самолете), только по показаниям БИНС удастся построить местную вертикаль т.е. измерить углы крена и тангажа, с ошибкой на всем протяжении полета, не превышающей 20–30 угл.с. В этом случае астрокорректор обеспечивает измерения угла азимута (направления на север) и координат места, т.е. углов широты и долготы. Ошибка измерения координат, в основном, будет определяться ошибкой знания местной вертикали и не должна превышать 1–1,5 км даже при длительных полетах самолетов стратегической авиации.

В случае использования БИНС тактического класса точности и высокой динамики носителя (например, на ракетах) может оказаться невозможным высокоточное построение местной вертикали по измерениям БИНС, и тогда задача разделяется на две: определение углов и координат. Точность измерения углов определяется точностью астрокорректора (т.е. единицы угловых секунд), который, в том числе, снимает ошибки начальной выставки гироскопа, что особенно актуально при использовании на ракетах воздушного базирования с учетом трудностей выставки его в полете. Точность определения координат в этом случае определяется ошибкой интегрирования акселерометров БИНС.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Из вышеизложенного следует, что в последние десятилетия оптические приборы астроориентации получили существенное развитие и обеспечили прогресс в системах ориентации и навигации космических аппаратов, авиационной и ракетной технике. Основной прогресс в оптико-электронных приборах вызван развитием элементной базы и программного обеспечения, а также интеграцией оптических приборов с инерциальными и спутниковыми навигационными системами. Видны перспективы дальнейшего развития астроинерциальных систем.

В космической технике перспективы развития связаны с повышением точностных характеристик оптических приборов, расширением их диапазона угловых скоростей, повышением частоты обновления информации вместе со снижением массы, габаритов и энергопотребления. Также целесообразно создание полностью автономных оптических систем навигации и более тесная интеграция прибора звездной ориентации с инерциальными датчиками.

В авиационной и ракетной технике можно ожидать развития и распространения бесплатформенных астроинерциальных навигационных систем, а также решения оптическими приборами задачи наблюдения спутников и автономного определения не только углов, но и координат при поддержке инерциальными средствами.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] *Аванесов Г.А., Бессонов Р.В., Куркина А.Н., Людомирский М.Б., Каютин И.С., Ямщиков Н.Е.* Автономные бесплатформенные астроинерциальные навигационные системы: принципы построения, режимы работы и опыт эксплуатации // Гироскопия и навигация. 2013. № 3. С. 92-93.
- [2] *Черенков С.А., Худяков А.А.* О перспективных астрокорректорах астроинерциальных навигационных систем. // Труды Московского института электромеханики и автоматики (МИЭА). 2017. Выпуск 18. С. 35-42.
- [3] LN-120G Stellar-Inertial-GPS Navigation (электронный ресурс). URL: <https://www.northropgrumman.com/Capabilities/LN120GStellarInertialNavigationSystem/Documents/ln120g.pdf>

STAR TRACKERS IN ASTROINERTIAL SYSTEMS OF FLYING VEHICLES

R.V. Bessonov, E.V. Belinskaya, N.N. Brysin, S.V. Voronkov, A.N. Kurkina, A.A. Forsh

Space Research Institute of the Russian Academy of Sciences (IKI RAN)

The article is devoted to the work of IKI on the creation of star trackers for space, aviation and rocket applications. The presented results demonstrate the progress achieved in the last two decades in developing of wide-field star trackers and their introduction into the spacecraft's attitude control systems. Instruments of this type allowed to change the approaches to the design of spacecraft angular motion control systems. It became possible to perform astrocorrection almost continuously, without interrupting the solution of spacecraft target tasks. The accuracy of measuring the orientation parameters of star trackers has significantly improved. The instruments with an orientation measurement accuracy of less than an angular second began to appear. As a result, the star trackers have become the basis for ensuring the accuracy of georeferencing of remote sensing data in Russian space technology. The immunity of star trackers to parasite light and the vehicle angular velocity has been also increased. Even greater progress in immunity is achieved by combining a star tracker with a gyroscope. In combination with gyroscopes, wide-field star trackers turned out to be suitable for use in the navigation systems of other types of vehicles: high-altitude aircraft, launch vehicles and spacecraft upper stages.

Keywords: orientation and navigation systems, astrominertial systems, gyroscope, star tracker, astrocorrector.

REFERENCES

- [1] *Avanesov G.A., Bessonov R.V., Kurkina A.N., Ludomirsky, M.B., Cautin I.S. Yamshchikov N.E. Avtonomnye besplatformennyye astroinertsialnyye navigatsionnyye sistemy: printsipy postroyeniya, rezhimy raboty i opyt ekspluatatsii (Autonomous strapdown astrominertial navigation systems: principles, operation modes and operating experience), Giroskopiya i navigatsiya, 2013, No. 3, pp. 92-93.*
- [2] *Cherenkov S.A., Khudyakov A.A. O perspektivnykh astrokorrektorakh astroinertsialnykh navigatsionnykh sistem (On advanced astrocorrectors of astrominertial navigation systems), Trudy Moskovskogo instituta tlektromekhaniki i avtomatiki, 2017, Issue 18, pp 35-42.*
- [3] LN-120G Stellar-Inertial-GPS Navigation. URL: <https://www.northropgrumman.com/Capabilities/LN120GStellarInertialNavigationSystem/Documents/Ln120g.pdf>

Bessonov Roman Valerievich – head of department, PhD, besson777@gmail.com

Belinskaya Eugeniya Valerievna – minor researcher, evbelinskaya@yandex.ru

Brysin Nikolay Nikolaevich – researcher, PhD, brysin@mail.ru

Voronkov Sergey Vladimirovich – senior researcher, PhD, servor@nserv.iki.rssi.ru

Kurkina Anna Nikolaevna – researcher, kurkinaan@mail.ru

Forsh Anatoly Anatolievich – leading researcher, PhD, forsh@fof.iki.ru

ОСНОВНЫЕ ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ АСТРОКОРРЕКТОРА ДЛЯ ВНУТРИАТМОСФЕРНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Р.В. Бессонов, Б.С. Жуков, Е.С. Караваяева, Т.В. Кондратьева, В.Е. Шевелев

Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН)

В статье рассмотрен принцип построения астровизирующего устройства для внутриатмосферных летательных аппаратов, заключающийся в обоснованном выборе оптимальных характеристик элементов оптической системы с учетом конкретных условий применения. Сложность астрокоррекции в условиях атмосферы заключается в высоком уровне фонового излучения неба в дневное время суток. Рассеянный свет дневной атмосферы затрудняет обнаружение и распознавание звезд на кадре. Кроме того, негативное влияние на процесс вычисления астропоправок оказывает динамика летательного аппарата. На примере трех характерных астрокамер разработки ИКИ РАН приведены конкретные конструктивные и алгоритмические решения, позволяющие в значительной мере преодолеть влияние негативных факторов, связанных с условиями применения астрокорректора и обеспечить его работу на высотах от 10 до 30 км над уровнем моря и угловой скорости носителя до 9 град/с. Проведены расчеты габаритов оптической системы, отношения сигнал/шум и уровня фона на кадре, максимально допустимой угловой скорости носителя, рабочего времени экспозиции. Представлены результаты экспериментального исследования макетов астрокамеры в обсерватории ИКИ РАН.

Ключевые слова: астрокамера, астровизирующее устройство, внутриатмосферные летательные аппараты, выбор параметров оптической системы.

Астровизирующее устройство (АВУ) предназначено для круглосуточной астрокоррекции ошибок бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС), которые имеют свойство накапливаться со временем. Наличие высокоточного круглосуточного АВУ сегодня актуально для совершенно различных объектов применения. Это объясняется тем, что АВУ может обеспечить автономную от систем спутниковой навигации астрокоррекцию ошибок БИНС. В данной работе рассмотрен принцип построения внутриатмосферных АВУ.

Основные проблемы построения внутриатмосферных АВУ связаны с необходимостью осуществлять астрокоррекцию в условиях значительных угловых колебаний носителя и высокого уровня фона, вызванного рассеянным светом дневной атмосферы. Диапазон высот применения АВУ – от 10 до 30 км над уровнем моря. Снизу он ограничен средней высотой облачного покрова. Выше 30 км задачу астрокоррекции могут выполнять звездные датчики космического применения.

ВАРИАНТЫ ОПТИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ АВУ

Классическая оптическая система (ОС) приборов звездной ориентации строится на основе фотоприемного устройства, объектива и бленды. В качестве

Бессонов Роман Валерьевич – заведующий отделом, к.т.н., besson777@gmail.com

Жуков Борис Сергеевич – старший научный сотрудник, к.ф.-м.н., bzhukov@iki.rssi.ru

Караваяева Екатерина Сергеевна – инженер, wokolajm@mail.ru

Кондратьева Татьяна Викторовна – старший научный сотрудник, к.ф.-м.н., tkondratieva@iki.rssi.ru

Шевелев Владимир Евгеньевич – конструктор, aquaservice.ru@gmail.com

фотоприемного устройства рассмотрена современная быстродействующая 20-ти мегапиксельная КМОП-матрица с размером пикселя $6,4 \times 6,4$ мкм. Выбор объектива сводится к выбору фокусного расстояния и относительного отверстия. В качестве объективов рассматриваются три характерных объектива производства АО «ЛОМО». Определенная комбинация матрицы и объектива задает фотометрические характеристики ОС АВУ и формирует облик астрокамеры (АК). Рассмотрим взаимосвязь параметров оптической системы с условиями применения внутриатмосферных АВУ на примере трех астрокамер: АК 36/1,2/20М, АК 60/1,4/20М, АК 125/4/20М (табл. 1, рис. 1). Диаметры кружка исправленного изображения различных объективов в проекции на матрицу представлены на рис. 2.



Рис. 1. 3-д модели астрокамер для АВУ.

Слева направо: АК 36/1,2/20М, АК 60/1,4/20М, АК 125/4/20М

Таблица 1. Основные характеристики трех вариантов ОС АВУ

параметр	АК 36/1,2/20М	АК 60/1,4/20М	АК 125/4/20М
фокусное расстояние объектива, мм	36	60	125
относительное отверстие объектива	1,2	1,4	4
матрица	КМОП, 20 Мп		
угл.размер пикселя, угл.с	36,7	22,0	10,6
угловое поле зрения 2ω , град	26,6	24,8	18,6

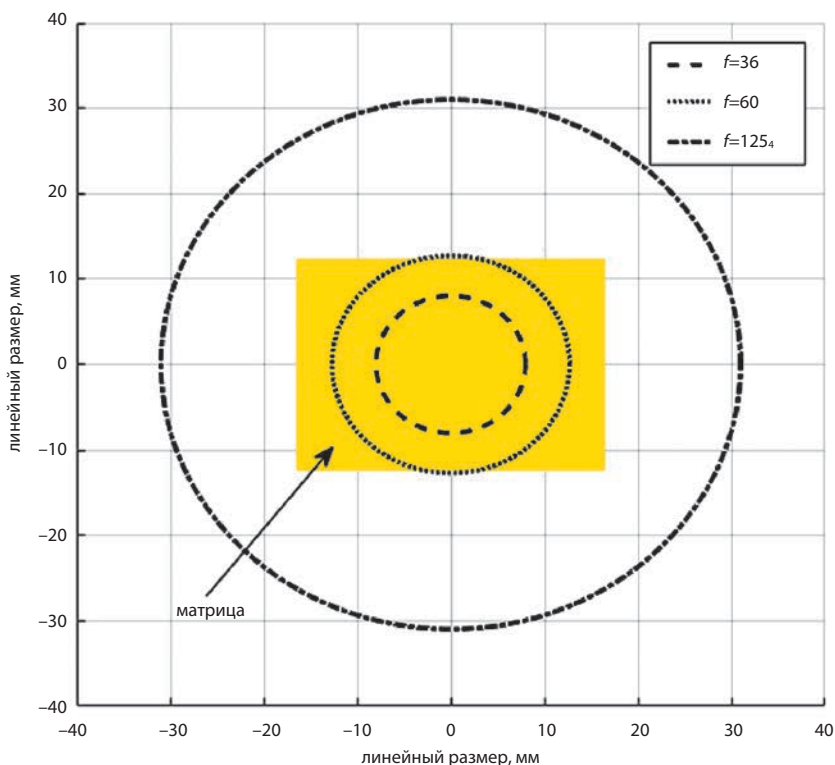


Рис. 2. Диаметр кружка исправленного изображения различных объективов в проекции на матрицу

ВЛИЯНИЕ УРОВНЯ ФОНА

Возможность регистрации звезд на изображении участка небесной сферы и точность определения параметров ориентации по этим снимкам зависят от отношения полезного сигнала от звезды к шуму фона. Основной вклад в шумовую составляющую уровня фона вносит рассеянный свет дневной атмосферы. Его яркость быстро уменьшается с увеличением высоты над уровнем моря (рис. 3).

Для борьбы с высоким уровнем фона могут быть применены следующие решения:

- Выбор оптической системы астрокамеры, обеспечивающей достаточное отношение полезного сигнала от звезды к шуму фона дневного неба для конкретных высот применения.
- Использование в оптической системе АБУ светофильтра, отсекающего коротковолновую составляющую рассеянного излучения атмосферы до 0,7 мкм.
- Применение в программном обеспечении прибора метода цифрового накопления. Данный метод позволяет повысить отношение сигнал/шум в изображениях звезд при цифровом сложении (усреднении) серии кадров и совмещении их по априорной информации от БИНС.

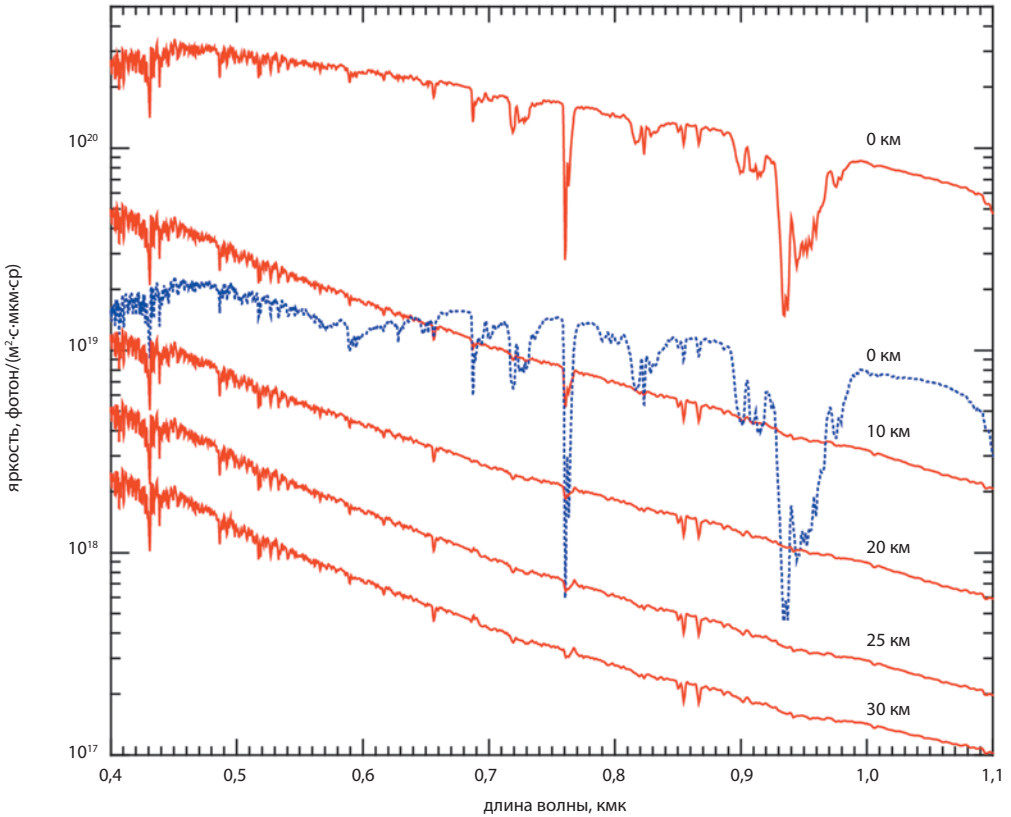


Рис. 3. Спектральная яркость неба при наблюдении в зенит в зависимости от высоты съемки при зенитном угле Солнца $\vartheta_s = 40^\circ$ (красные сплошные линии) и при $\vartheta_s = 87^\circ$ (синяя пунктирная линия); расчеты проведены по модели MODTRAN-4

Для сравнения яркости неба с сигналом звезд находилась эквивалентная звездная величина неба m_V так, чтобы количество фотоэлектронов, накопленных в одном пикселе при наблюдении неба равнялось интегральному количеству фотоэлектронов, приходящих на фотоприемную матрицу при наблюдении звезды величины m_V (учитывая, что изображение звезды может занимать несколько пикселей).

Количество фотоэлектронов в одном пикселе при наблюдении неба равно:

$$I_{sky} = S_{ob} \cdot \left(\frac{px}{f}\right)^2 \cdot \eta \cdot T_{exp} \cdot B_{sky}, \quad (1)$$

где S_{ob} – площадь входного зрачка объектива, η – произведение квантовой эффективности и прозрачности объектива (предполагаются постоянными по спектральной зоне), T_{exp} – время экспонирования, f – фокусное расстояние объектива, px – размер пикселя, $b_{sky}(\lambda)$ и $B_{sky} \int b_{sky}(\lambda) d\lambda$ – спектральная и зональная яркость неба, интегрирование проводится по спектральной зоне АК шириной $\Delta\lambda$.

Интегральное количество фотоэлектронов при наблюдении звезды со звездной величиной m_v равно:

$$I_{star} = S_{ob} \cdot \eta \cdot T_{star} \cdot 10^{-0,4 \cdot m_v} \cdot F_{star,0},$$

где $f_{star,0}(\lambda)$ и $F_{star,0} = \int_{\Delta\lambda} f_{star,0}(\lambda) d\lambda$ – спектральный и зональный потоки излучения

звезды с нулевой звездной величиной.

Отсюда эквивалентная звездная величина неба равна:

$$m_v = 2,5 \cdot \log_{10} \left(\frac{F_{star,0}}{(px/f)^2 \cdot B_{sky}} \right).$$

Вычисление потока излучения звезд с нулевой звездной величиной производилось с учетом рабочего спектрального диапазона АВУ 0,7–1 мкм для звезд спектрального класса К.

Полученные в результате эквивалентные звездные величины неба для трех вариантов ОС АВУ приведены в табл. 2.

Таблица 2. Эквивалентная звездная величина неба m_v

высота, км	АК 36/1,2/20М	АК 60/1,4/20М	АК 125/4/20М
0	-3,38	-1,94	-0,68
10	-0,17	1,27	2,54
20	1,26	2,70	3,97
25	2,46	3,90	5,16
30	3,31	4,75	6,01

Определим отношение сигнал/шум в изображении звезды как:

$$\frac{\text{сигнал}}{\text{шум}} = \frac{E_{star}}{3 \cdot E_{noise}},$$

где E_{noise} – средний уровень случайного шума на одиночном кадре ($E_{noise} = 50$ ЕМР при уровне фона $E_v = 3000$ ЕМР по результатам экспериментальной съемки. Значения приведены в единицах младшего разряда при использовании 12-битного АЦП), E_{star} – интегральная яркость звезды.

E_{star} рассчитывается из соотношения:

$$\frac{E_v}{E_{star}} = 2,512^{m_{star} - m_v},$$

$$E_{star} = \frac{E_v}{2,512^{m_{star} - m_v}},$$

где E_v – среднее значение уровня фона при дневной съемке на КМОП-матрице ($E_v=3000$ ЕМР), m_{star} – минимальная звездная величина, которую должен распознавать прибор для корректного определения ориентации (для АК 36/1,2/20М – $m_{star}=5,2$, для АК 60/1,4/20М – $m_{star}=5,9$, для АК 125/4/20М – $m_{star}=6,4$).

Результаты расчета отношения сигнал/шум по 1 кадру и при использовании алгоритма цифрового накопления 30 кадров приведены в табл. 3 и 4, соответственно.

Таблица 3. Отношение сигнал/шум для одиночного кадра

высота, км	АК 36/1,2/20М	АК 60/1,4/20М	АК 125/4/20М
0	0,01	0,01	0,03
10	0,1	0,3	0,6
20	0,5	1,1	2,1
25	1,6	3,2	6,4
30	3,5	6,9	14

Таблица 4. Отношение сигнал/шум после усреднения 30 кадров при работе в режиме цифрового накопления

высота, км	АК 36/1,2/20М	АК 60/1,4/20М	АК 125/4/20М
0	0,0	0,1	3,9
10	0,7	1,4	76,4
20	2,7	5,2	285,1
25	8,0	15,8	853,1
30	17,5	34,7	1866,4

Для реализации алгоритма определения ориентации по изображению участков звездного неба, эмпирически показано, что отношение сигнал/шум должно быть больше 5 (соответствующие ячейки в таблицах выделены цветом). Как видно из приведенных выше результатов, по одиночному кадру практически невозможно определить ориентацию в дневное время суток даже на большой высоте, поэтому необходимо использовать режим цифрового накопления. При усреднении n кадров, шум на кадре уменьшается в \sqrt{n} , что значительно увеличивает отношение сигнал/шум. Так, например, при сложении 30 кадров, АК 125/4/20М может быть использована на высотах от 10 км, АК 60/1,4/20М на высотах от 20 км, АК 36/1,2/20М на высотах от 25 км и выше.

ВЛИЯНИЕ УГЛОВОЙ СКОРОСТИ

Одной из важных проблем, возникающих при визировании звезд, является влияние динамики объекта применения на качество полученных снимков. При высокой угловой скорости в момент экспонирования возникает эффект «смаза» – распределение полезного сигнала от звезды на несколько пикселей. Это приводит к смещению энергетического центра изображения звезды и уменьшению отношения сигнал/шум в режиме цифрового накопления. Все это негативно влияет на точность определения ориентации и на помехозащищенность алгоритма определения ориентации. Максимально допустимая угловая скорость объекта применения в момент съемки зависит от углового размера пикселя и количества пикселей в смазе на изображении звезды, полученном за время экспонирования:

$$w = \frac{\alpha_{px} \cdot N_{px}}{T_{exp}},$$

где α_{px} – угловой размер пикселя, N_{px} – количество пикселей в смазе, T_{exp} – рабочее время экспозиции.

Экспериментально показано, что количество пикселей в смазе должно быть не более 6 для корректной работы бортового алгоритма.

Выбор рабочего времени экспозиции, при котором будет производиться съемка участков звездного неба, является еще одной важной задачей, которую необходимо решить при проектировании АВУ. Время экспозиции должно быть достаточным для регистрации сигнала от тусклых звезд, но при этом нельзя допустить засветки матрицы при съемке дневного неба. Для удобства и надежности работы астрокамеры предлагается использовать одинаковое и постоянное рабочее время экспозиции независимо от времени суток. Был произведен сравнительный расчет времени экспозиции для трех вариантов ОС АВУ. На основе сравнительных коэффициентов, а также экспериментально полученного $T_{exp_60}=5$ мс для астрокамеры АК 60/1,4/20М было рассчитано рабочее время экспозиции для остальных астрокамер. Результаты расчета рабочего времени экспозиции и максимально допустимой угловой скорости приведены в табл. 5.

Таблица 5. Время экспозиции и максимальная угловая скорость

параметр	АК 36/1,2/20М	АК 60/1,4/20М	АК 125/4/20М
угловой размер пикселя, угл.с	36,7	22	10,6
рабочее время экспозиции, мс	6	6	18
угловая скорость, град/с	9,7	5,9	1,0

Таким образом, при выборе ОС АВУ необходимо учитывать динамику объекта применения. АК 36/1,2/20М и АК 60/1,4/20М могут выполнять требования назначения при больших угловых колебаниях носителя. Для менее динамичных объектов применения следует использовать АК 125/4/20М.

Более комплексную оценку применения каждой из рассматриваемых астрокамер дает понимание взаимосвязи таких параметров как максимально допустимая угловая скорость объекта применения, угловой размер пикселя и уровень яркости фона на кадре (рис. 4).

Из-за необходимости обеспечения работы астрокорректора днем, важно оценить и сравнить уровень фона на кадре для трех астрокамер при одинаковой внешней освещенности. Световая энергия излучения фона, накапливаемая в пикселе за время экспозиции, пропорциональна площади пикселя, площади входного зрачка объектива и обратно пропорциональна квадрату фокуса объектива (1).

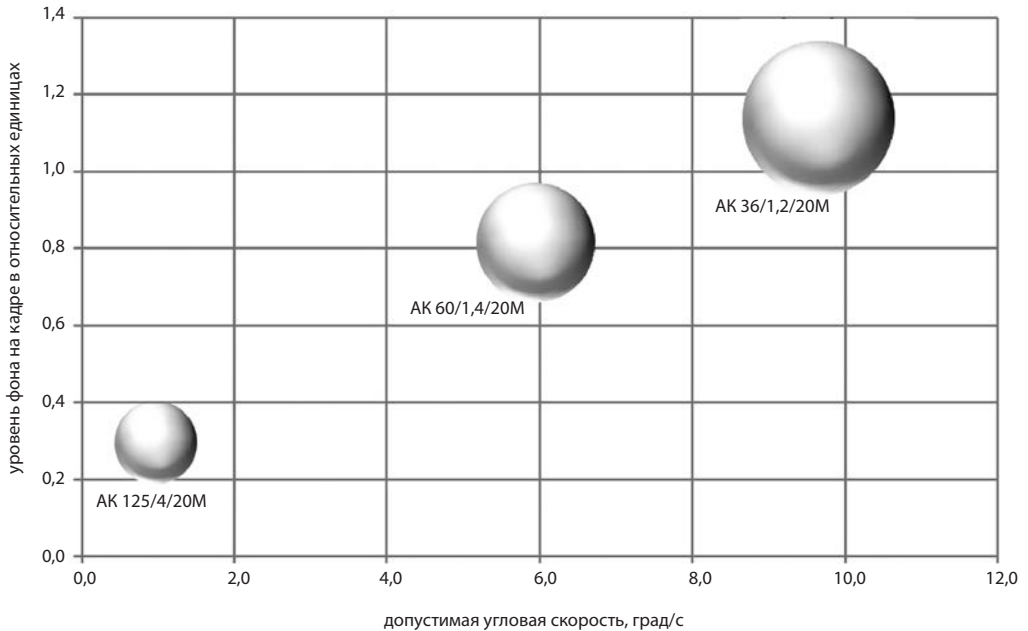


Рис. 4. Зависимость углового размера пикселя (диаметр круга) от уровня фона и допустимой угловой скорости

Угловой размер пикселя определяется составом оптической системы, а именно выбором матрицы и объектива, и влияет непосредственным образом на точность расчета параметров ориентации. Так как координаты взвешенного центра изображения звезды вычисляются бортовым алгоритмом в долях пикселя, уменьшение углового размера пикселя приводит к уменьшению погрешности расчета ориентации.

АК 36/1,2/20М и АК 60/1,4/20М могут работать при больших угловых скоростях, однако имеют высокую чувствительность к фоновому излучению, что негативно влияет на помехозащищенность алгоритма определения ориентации в дневное время суток. АК 125/4/20М обладает относительно низкой угловой скоростью применения, но при этом обладает хорошей помехозащищенностью и высокой точностью определения ориентации, так как имеет самый маленький угловой размер пикселя.

РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ИССЛЕДОВАНИЯ

Эксперимент проводился в обсерватории ИКИ РАН. Были проведены съемки звездного неба двумя макетами астрокамер: АК 60/1,4/20М и АК 125/4/20М (Эльяшев и др., 2017). Каждым прибором проведены 2 серии съемок: ночью и на рассвете. Съемка на рассвете необходима для имитации работы АБУ в дневное время суток. Эксперимент проводился при угле Солнца, эквивалентном зенитному углу Солнца 40° , так что обеспечивается такая же яркость неба, как и при наблюдении с высоты 10 км.

Полученные кадры были обработаны специальным ПО, которое реализует алгоритм цифрового накопления серии из заданного числа кадров и осуществляет фильтрацию, локализацию, распознавание звезд, вычисление их координат в инерциальной системе координат.

В результате эксперимента была доказана возможность применения рассмотренных выше приборов в качестве астрокорректора для внутриатмосферных летательных аппаратов. Все указанные приборы успешно справились с задачей локализации и распознавания требуемого для расчета ориентации числа звезд.

Одной из важных задач данного эксперимента было определение рабочего времени экспозиции. Экспериментально полученное рабочее время экспозиции для АК 60/1,4/20М составило 5 мс, для АК 125/4/20М – 10 мс. Полученные экспериментально значения рабочего времени экспозиции достаточно хорошо коррелируются с расчетом (см. табл. 5), а для АК 125/4/20М время экспозиции оказалось даже меньше расчетного, что позволит увеличить допустимую угловую скорость объекта применения до 1,8 град/с.

ГАБАРИТЫ АСТРОКАМЕРЫ

Для оценки оптимального варианта ОС АБУ по критерию снижения массово-габаритных характеристик, необходимо, в первую очередь, оценить габаритные размеры бленды. Бленда предназначена для подавления боковой засветки от Солнца и от элементов конструкции изделия применения и самого АБУ. Был проведен расчет минимально допустимого размера бленды для разных вариантов ОС АБУ.

Предварительный расчет габаритов бленды производился графическим методом в соответствии с рис. 5 путем нахождения точки пересечения двух прямых y_1 и y_2 по формулам:

$$y_1 = \frac{2f}{a} \left(x - \frac{d}{2} \right),$$

$$y_2 = \operatorname{tg}(90 - \alpha) \left(x + \frac{d}{2} \right) + f,$$

где d – диаметр 1-й линзы объектива, a – размер матрицы, α – угол засветки Солнца, f – фокусное расстояние объектива.

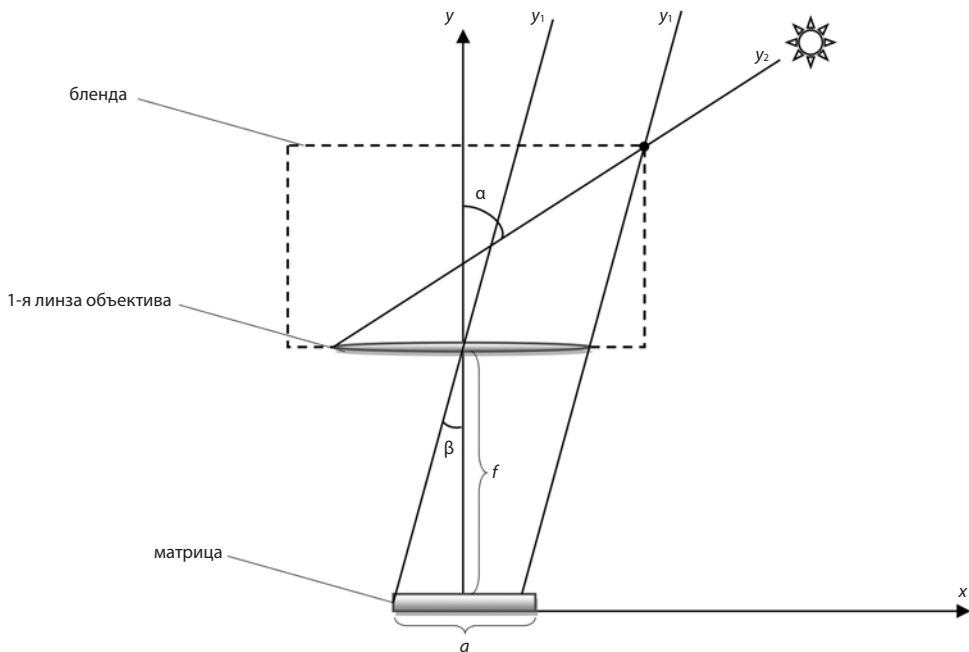


Рис. 5. Условное изображение оптической схемы АБУ для расчета минимально допустимых габаритов бленды

Результаты расчета габаритов бленды, обеспечивающих отсутствие в угловом поле зрения астрокамеры (2β) солнечных лучей, направленных под углом $\alpha=40^\circ$ к оптической оси прибора, приведен в табл. 6.

Таблица 6. Рассчитанные габариты бленды

параметр	АК 36/1,2/20М	АК 60/1,4/20М	АК 125/4/20М
диаметр бленды, мм	54	75	74
высота бленды, мм	50	71	79

После предварительной оценки габаритов бленды была проведена более детальная проработка конструкции трех астрокамер (рис. 6, табл. 7).

Таблица 7. Габаритные размеры АК

параметр	АК 36/1,2/20М	АК 60/1,4/20М	АК 125/4/20М
ширина, мм	120	120	150
высота, мм	160	230	295
масса, кг	1,2	1,8	3

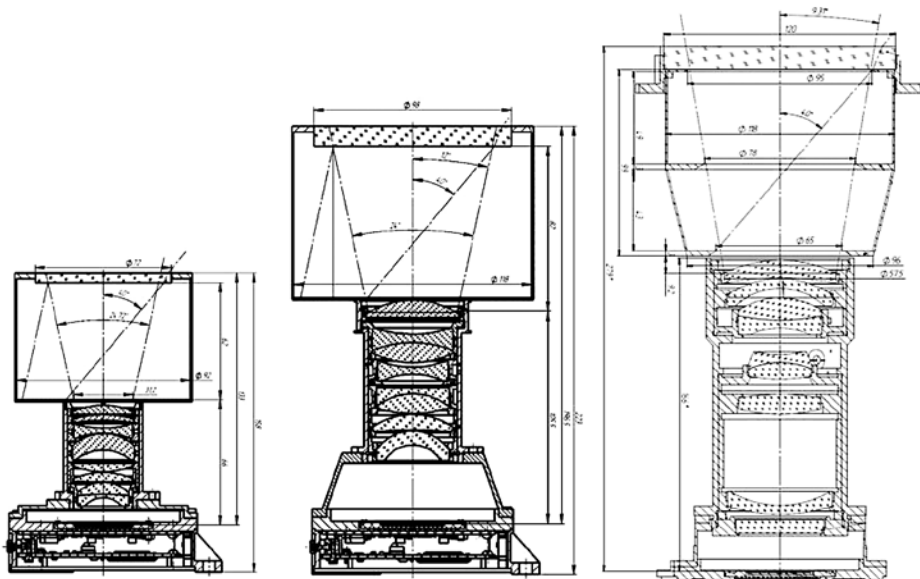


Рис. 6. Габаритные эскизы трех астрокамер.
Слева направо: АК 36/1,2/20М, АК 60/1,4/20М, АК 125/4/20М

При жестком ограничении по массово-габаритным характеристикам прибора возможно создание малогабаритного АВУ на базе короткофокусной астрокамеры АК 36/1,2/20М.

Выводы

При проектировании внутриатмосферных АВУ перед разработчиком стоит сложная задача поиска компромисса между габаритами астрокамеры, точностью решения задачи ориентации, помехозащищенностью бортового алгоритма и максимальной скоростью объекта применения. На рис. 7 наглядно продемонстрировано, что идеального прибора, одновременно обладающего оптимальными

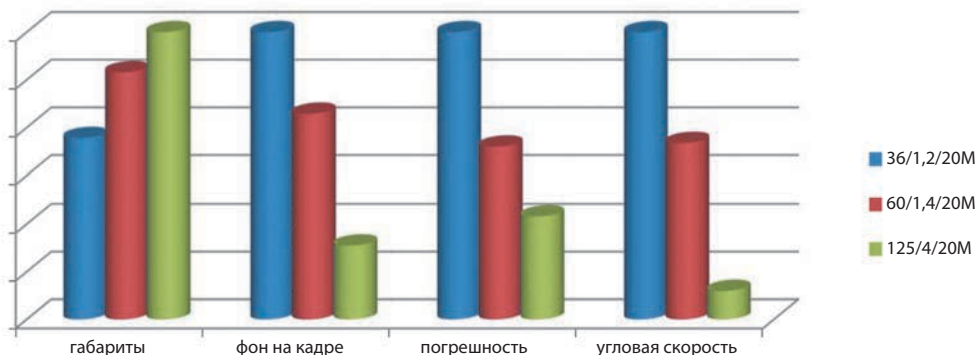


Рис. 7. Относительная взаимосвязь параметров АК для трех вариантов оптической системы АВУ

значениями всех вышеперечисленных характеристик, не существует. Но, зная взаимосвязь таких параметров как фокусное расстояние, относительное отверстие, габариты оптической системы и время экспозиции, можно создавать астрокамеры, адаптированные для различных условий применения с точки зрения высоты полета и диапазона угловых скоростей летательного аппарата.

В качестве основы для построения АБУ могут быть использованы следующие астрокамеры: АК 36/1,2/20М, АК 60/1,4/20М, АК 125/4/20М. Данные приборы сочетают в себе отработанные в космосе надежные конструктивные решения, с одной стороны, и современные КМОП-технологии в совокупности с уникальными алгоритмами, с другой.

На сегодняшний день силами ИКИ РАН и смежных организаций создан бесплатформенный АБУ-Ювелир, который успешно зарекомендовал себя в ходе ЛКИ. В настоящее время ведется разработка АБУ нового поколения, который будет построен на базе двух АК 125/4/20М.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] *Эльяшев Я.Д., Брысин Н.Н., Бессонов Р.В., Прохорова С.А., Сметанин П.С., Фориш А.А.* Перспективы развития астровизирующих устройств (АБУ) на основе широкоформатных приемников изображения типа ACTIVE-PIXEL SENSOR (APS) // 5-я Всероссийская научно-техническая конференция «Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов». Таруса, 5-8 сентября 2016. Сборник трудов. ИКИ РАН, 2017. С. 110-118.

THE BASIC PRINCIPLES OF DESIGN OF ASTROCORRECTOR FOR ENDOATMOSPHERIC VEHICLES

R.V. Bessonov, B.S. Zhukov, E.S. Karavaeva, T.V. Kondratieva, V.E. Shevelev

Space Research Institute of the Russian Academy of Sciences (IKI RAN)

The principle of construction of star tracker for endoatmospheric air vehicles, namely the reasonable choice of the optimal characteristics for optical system's components, taking into account the specific conditions of use is considered. The complexity of astroc correction in the atmosphere is the high level of the sky background radiation in the daytime. The diffused light of the daytime atmosphere complicates the detection and identification of stars in the frame. In addition, the dynamics of the vehicle has the negative impact on the process of computing astroc corrections. The specific structural and algorithmic solutions that allow to greatly overcome the influence of negative factors associated with the conditions of astroc corrector use and ensure its operation at altitudes from 10 to 30 km above sea level and the angular speed of the carrier up to 9 deg/s are given on the example of three characteristic stellar cameras developed at IKI RAS. The calculations of the optical system's dimensions, the signal-to-noise ratio and the background level on the frame, as well as of the maximum allowable angular velocity of the carrier and the exposure time were made. The results of experimental study of stellar camera models at the IKI RAS observatory are presented.

Keywords: stellar camera, stellar tracker, endoatmospheric vehicles, the choice of optical system's parameters.

REFERENCES

- [1] *Eliashev Ya.D., Brysin N.N., Bessonov R.V., Prohorova S.A., Smetanin P.S., Forsh A.A.* Perspektivy razvitiya astroviziruyushchikh ustroystv (AVU) na osnove shirokoformatnykh priyemnikov izobrazheniya tipa ACTIVE-PIXEL SENSOR (APS) (Prospects for the development of astrovising devices (AVU) based on wide-format receivers of the image type ACTIVE-PIXEL SENSOR (APS)), 5 vserossyiskaya nauchno-tekhnicheskaya konferentsiya «Sovremennye problem orientatsii I navigatsii kosmicheskikh apparatov», Tarusa, 5-8 september, 2016, proceedings, IKI RAS, 2017, pp. 110-118

Bessonov Roman Valerievich – head of department, PhD, *besson777@gmail.com*

Zhukov Boris Sergeevich – senior scientist, PhD, *bzhukov@iki.rssi.ru*

Karavaeva Ekaterina Sergeevna – engineer

Kondratieva Tatiana Viktorovna – senior scientist, PhD, *tkondratieva@iki.rssi.ru*

Shevelev Vladimir Evgenievich – developer, *aquaservice.ru@gmail.com*

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

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

Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН)

В статье представлены результаты работ по повышению точности измерения ориентации приборами БОКЗ-М60 и геопривязки данных ДЗЗ КА «Ресурс-П» № 3 за счет использования технологии наземной обработки данных о координатах звезд. Реализованная технология подразумевает передачу на наземные пункты приема информации о координатах звезд на ПЗС-матрицах приборов БОКЗ-М60. Использование «сырой» информации с приборов БОКЗ-М60, полученной на длительных интервалах времени космического полета позволяет выполнить летную калибровку и измерить дисторсию приборов, обеспечить отбраковку аномальных измерений и использовать уточненную математическую модель прибора при наземной обработке их показаний. Технология показала свою эффективность и начинает распространяться как на перспективных КА.

Ключевые слова: прибор звездной ориентации, дистанционное зондирование Земли, геопривязка, погрешности ориентации, космический аппарат, наземная обработка данных

Геопривязка данных ДЗЗ на современных космических аппаратах «Ресурс-П» (*Кирилин и др.*) выполняется на основе измерений бортовых приборов, входящих в состав системы управления. Положение КА на орбите измеряется по показаниям бортовых средств спутниковой навигации. Показания бортовых спутниковых навигационных систем подвергаются баллистической фильтрации и обеспечивают погрешности оценки положения КА в доли метра.

Угловое положение КА и ориентация съемочной аппаратуры определяются по измерениям нескольких одновременно работающих приборов звездной ориентации. При съемке в надир с высоты 500 км ошибка в угловой ориентации в 1 угловую секунду приводит к ошибке в геопривязке 2 м. На ошибку измерения параметров ориентации съемочной аппаратуры влияют как случайные ошибки измерения, так и систематические ошибки знания взаимной ориентации звездных приборов между собой и относительно съемочной аппаратуры. Систематические ошибки, возникают, в том числе в связи термоупругими деформациями конструкции КА при движении его по орбите. Поэтому ошибки в измерении параметров ориентации съемочной аппаратуры и приборов звездной ориентации вносят определяющий вклад в погрешности геопривязки.

В целях повышения точности измерений приборов звездной ориентации на КА «Ресурс-П» № 3 в экспериментальном режиме была реализована технология наземной обработки данных о координатах звезд, полученных приборами БОКЗ-М60. Для этого приборами БОКЗ-М60, наряду со штатной, формировалась

Аванесов Генрих Аронович – главный научный сотрудник, д.т.н., genrikh-avanesov@yandex.ru

Бессонов Роман Валерьевич – заведующий отделом, к.т.н., besson777@gmail.com

Куркина Анна Николаевна – научный сотрудник, kurkinaan@mail.ru

Сметанин Петр Станиславович – младший научный сотрудник, guldthen@gmail.com

дополнительная телеметрическая информация, которая опрашивалась, буферизировалась и передавалась на наземные пункты приема и обработки информации по высокоскоростной радиолинии. В состав дополнительной информации входили координаты изображений звезд, измеренные на ПЗС-матрицах приборов.

Полученная информация позволяет провести летную геометрическую калибровку оптической системы приборов БОКЗ и уточнить параметры их математической модели. Фотограмметрические калибровочные параметры оптической системы приборов (фокусное расстояние и обобщенная дисторсия) зависят от температуры, давления и спектра излучения. Таким образом, калибровочные параметры могут быть отличны для звезд различных спектральных классов, изменяться после вывода КА из воздушной среды в космическое пространство и принимать определенные значения в соответствии с температурой эксплуатации. Кроме того, направления на звезды известны с высокой точностью, а звездное небо позволяет провести высокоточную летную калибровку приборов. С учетом изложенного очевидно, что летная калибровка, проводимая в условиях эксплуатации приборов, позволяет обеспечить более высокие точности измерения калибровочных параметров оптической системы приборов.

На рис. 1 представлено координатное поле ПЗС-матрицы одного из приборов БОКЗ-М60, установленного КА «Ресурс-П» № 3. Точками показаны координаты звезд, вычисленные в ходе обработки 6000 тактов измерений, на каждом из которых в среднем регистрируется от 10 до 12 звезд. Таким образом, на рисунке отображены положения приблизительно 70 тыс. звезд. Штрихами обозначены величины остаточных рассогласований, характеризующие отличия измеренных координат звезд от их каталожного значения. Цветом обозначены спектральные классы звезды (В – синий, А – светло-зеленый, F – темно-зеленый, G – желтый, К – розовый, М – красный).

Накопленные на протяжении нескольких витков координаты звезд более или менее равномерно покрывают все поле матрицы и используются для виртуальной геометрической калибровки.

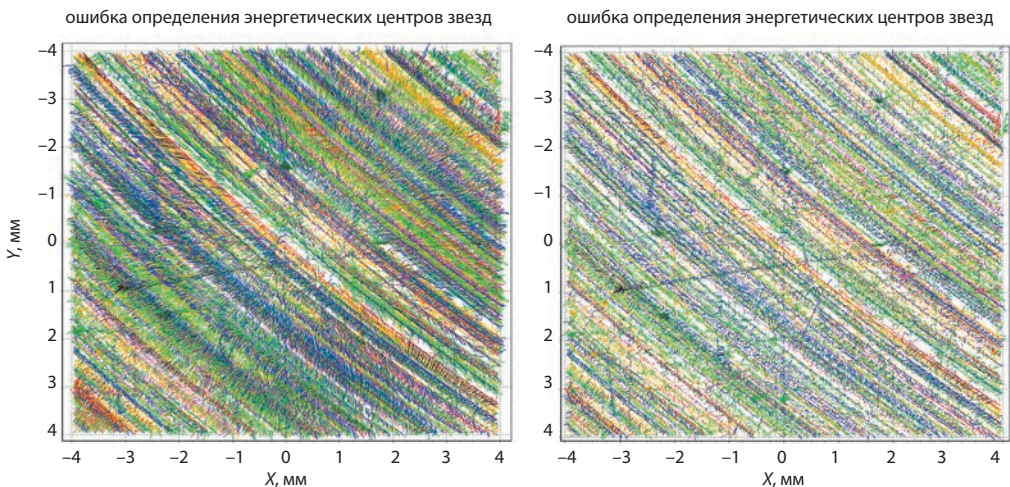


Рис. 1. Картина распределения звезд и их остаточных рассогласований по полю матрицы до (слева) и после (справа) проведения летной геометрической калибровки оптической системы

По полученным измерениям осуществляется расчет коэффициентов дисторсии путем аппроксимации полученных остаточных рассогласований степенными полиномами. Вид рассчитанных функций обобщенной дисторсии для приборов БОКЗ-М60 зав. № 30–33 приведен на рис. 2 (зав. № 30 – синий, № 31 – зеленый, 32 – желтый, 33 – красный).

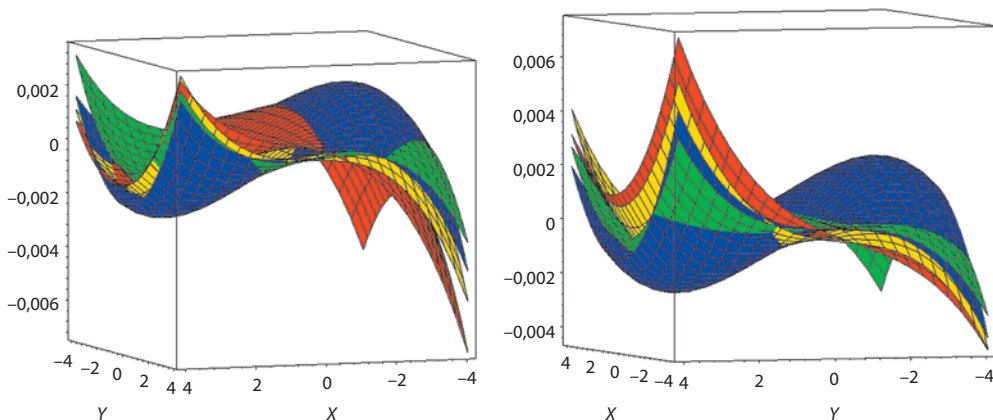


Рис. 2. Графики функций дисторсии приборов БОКЗ-М60 зав. № 30–33 по осям OX и OY

Видно, что описывающие поверхности графики имеют схожий характер, но отличаются численными значениями. Максимальное значение функции дисторсии составляет 4–6 мкм. Это означает, что при отсутствии учета актуальных коэффициентов обобщенной дисторсии величина ошибки определения направления на одиночную звезду будет достигать 14–21 угл. с на краю поля зрения. Для прибора БОКЗ-М60 одному микрону соответствуют $\sim 3,5$ угловых секунд.

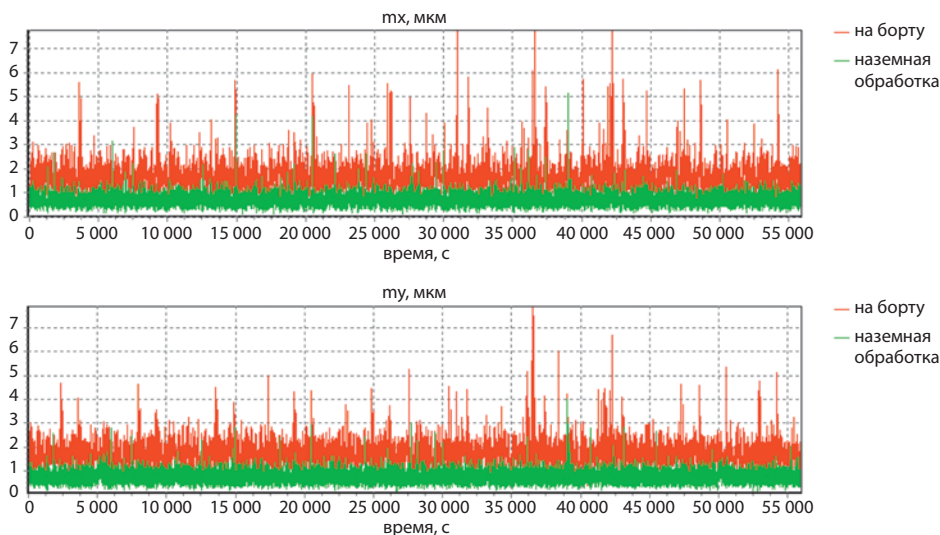


Рис. 3. Проекции остаточных рассогласований на оси OX и OY ПЗС-матрицы БОКЗ-М60 зав. № 30

На рис. 1 справа показана картина остаточных рассогласований после применения уточненных калибровочных параметров. Как видно, картина остаточных рассогласований уже не носит столь явный систематический характер (рис. 1 слева). Средняя величина остаточных рассогласований уменьшается до 0,9 мкм, то есть почти в два раза.

Кроме того, на этом этапе обработки осуществляется отбраковка тех объектов, остаточные рассогласования которых по абсолютному значению превышают 3 мкм. Введение отбраковки позволяет исключить из обработки те звезды, ошибки которых по тем или иным причинам не могли быть скомпенсированы за счет повторной калибровки. Эти ошибки объясняются индивидуальными особенностями фоновой обстановки в ближайших окрестностях каталожных звезд, по-разному воспринимаемой приборами с низким и высоким угловым разрешением. Звездные датчики ориентации имеют низкое угловое разрешение в сравнении с астрономическими инструментами, с помощью которых составляются звездные каталоги.

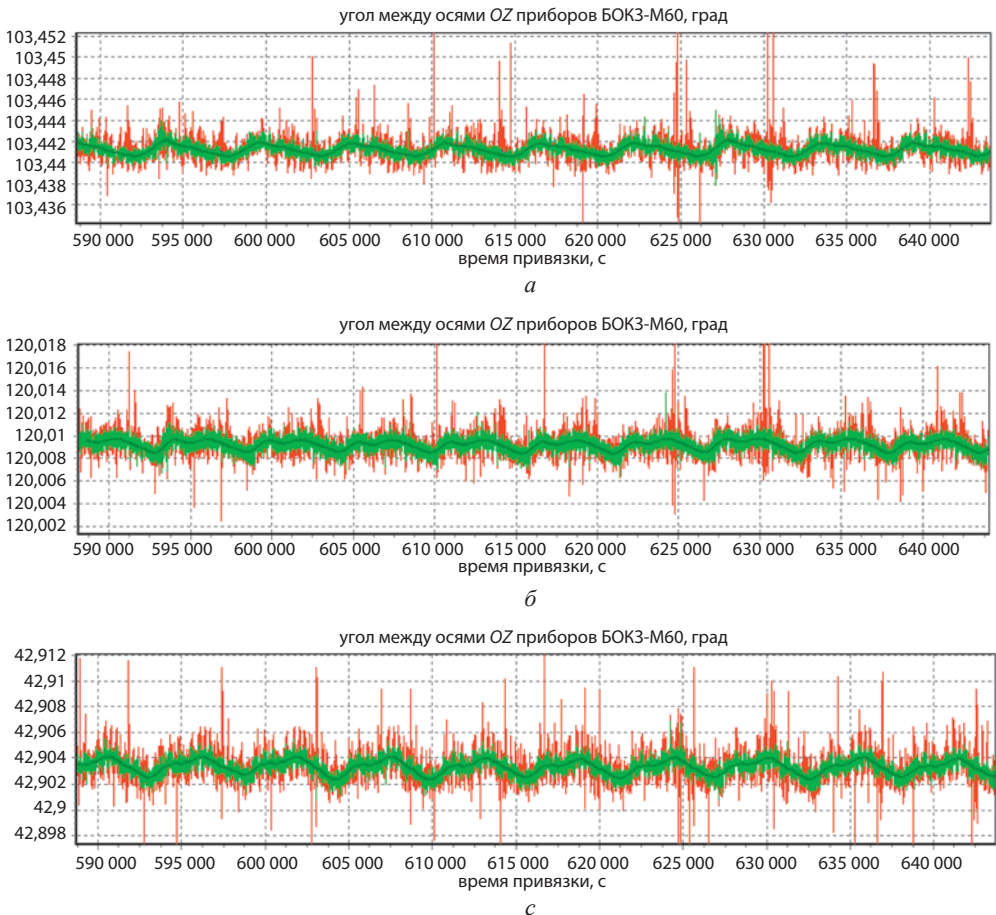


Рис. 4. Угол между оптическими осями приборов БОК3-М60:
а – зав. № 30–31; б – зав. № 30–32; в – зав. № 30–33

На рис. 3 приведены графики средних остаточных рассогласований по полю изображения на каждом такте работы приборов БОКЗ-М60 зав. № 30 (красным – по данным с борта, зеленым – после наземной обработки). Всего на рис. 3 показаны данные с 55 тысяч тактов измерений приборов, выполненных за 9 орбитальных витков с 19:20 20 сентября по 11:00 21 сентября 2016 г. Видно, что средняя величина остаточных рассогласований каждого прибора уменьшилась с 1,5–2,0 мкм до 0,7–0,9 мкм. Таким образом, можно констатировать, что за счет наземной обработки удается уменьшить ошибки вычисления направлений на звезды в проекциях на плоскость ПЗС-матрицы в два раза.

Оценить погрешности измерения приборов звездной ориентации при штатной эксплуатации на борту КА можно еще одним способом. Для этого следует измерить углы между одноименными осями пар приборов, опрос которых осуществляется синхронно. Измеренные значения конструкционных углов должны быть постоянными величинами, соответственно, их изменение во времени позволяет оценить возникающие случайные и систематические ошибки.

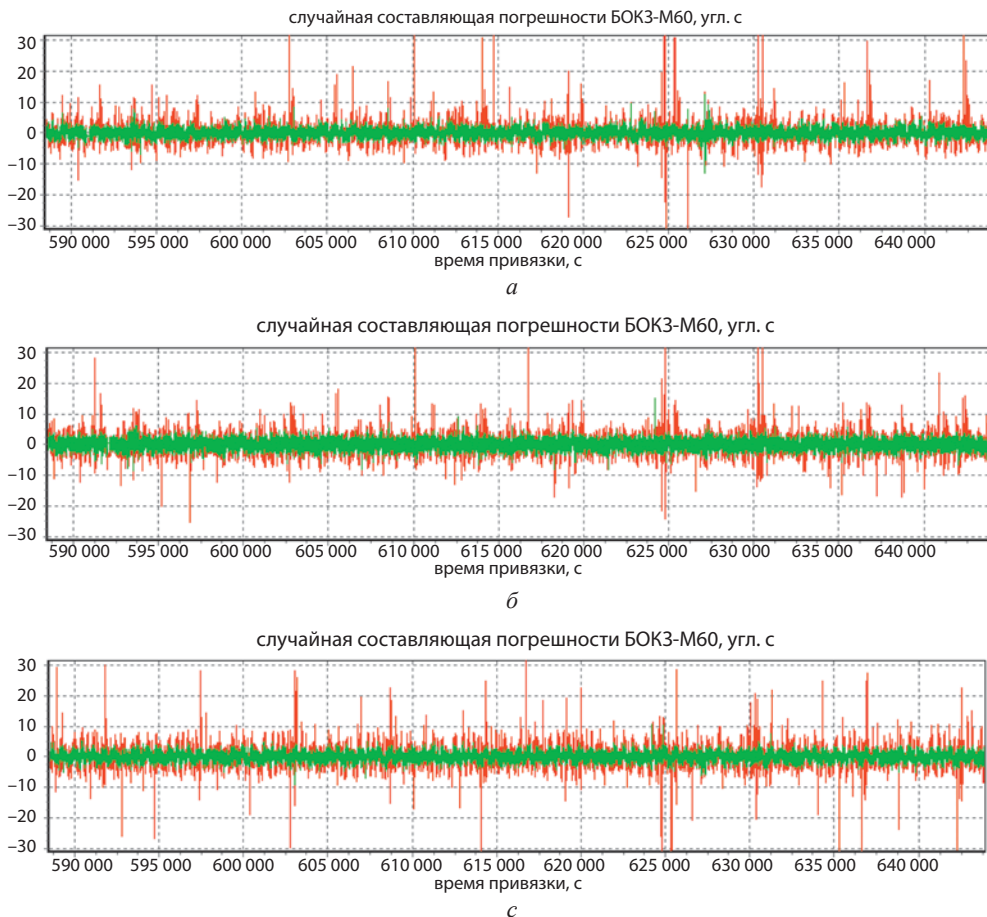


Рис. 5. Случайная составляющая угла между оптическими осями приборов БОКЗ-М60: а – зав. № 30–31; б – зав. № 30–32; в – зав. № 30–33

На рис. 4 отображено изменение взаимного угла между оптическими осями приборов (Дунаев и др., 2010) на рассматриваемом временном интервале (20–21 сентября 2016 г.) при обработке данных бортовыми средствами (красный цвет) и после наземной коррекции измерений (зеленый цвет).

Как видно по приведенным иллюстрациям, в изменении угла между оптическими осями явно заметна низкочастотная составляющая, период которой совпадает с периодом обращения КА вокруг Земли. Как показывает анализ, данные систематические колебания обусловлены температурными деформациями конструкции, возникающими при орбитальном движении КА. Систематическая составляющая (термоупругая ошибка), нанесенная на график темно-зеленым цветом, была получена путем последовательного усреднения ряда измерений на протяжении 1000 с. Величина амплитуд витковых термоупругих колебаний для различных пар приборов варьируется от 3 до 6 угл.с.

На графиках рис. 5 приведена случайная составляющая погрешности измерения параметров ориентации, представляющая собой разницу измеренного взаимного угла между оптическими осями пар приборов и выделенной низкочастотной (систематической) составляющей. Графики характеризуют случайную составляющую ошибки измерения параметров ориентации приборами БОКЗ-М60 при штатной работе на борту КА (красный цвет) и после наземной коррекции измерений (зеленый цвет).

Из графиков рис. 5 видно, что в результате наземной обработки удается снизить случайную составляющую погрешности измерений приборов в 2–2,3 раза – с 2 угл.с. (при штатной работе) до 0,9–0,8 угл. с (после наземной обработки). Это хорошо согласуется с оценкой эффективности полетной калибровки на основе величины остаточных рассогласований.

Характеристики систематической и суммарной составляющих углов между парами приборов приведены в таблице 1.

Таблица 1. Статистические характеристики угла между оптическими осями пар приборов

зав. №	амплитуда систематической составляющей, угл. с	наземная обработка		бортовая обработка	
		СКО суммарной составляющей, угл. с	СКО случайной составляющей, угл. с	СКО суммарной составляющей, угл. с	СКО случайной составляющей, угл. с
30–31	5,58	1,54	0,84	2,28	1,91
30–32	4,81	1,43	0,95	2,20	1,95
30–33	6,41	1,58	0,90	2,50	2,06
31–32	5,11	1,25	0,99	2,14	1,96
31–33	6,57	1,75	0,95	2,57	2,00
32–33	2,94	1,08	0,78	1,94	1,77

Достигнутые результаты в части уменьшения погрешностей измерений приборов звездной ориентации привели к аналогичному эффекту в части геопривязки данных ДЗЗ (Ахметов Р.Н. и др., 2017). На рис. 6 показаны погрешности геопривязки до и после применения технологии наземной обработки данных о координатах звезд. Для оценки погрешностей геопривязки использовались съемки городов, координаты объектов на которых известны с высокой точностью. На рис. 6 приведены СКО геопривязки ориентиров до применения технологии наземной обработки данных о координатах звезд и после. Как видно из рис. 6, среднее значение СКО геопривязки ориентиров на представленном интервале до применения технологии уточнения показаний приборов звездной ориентации составляет 7,8 м, а после – 3,6 м.

(Авторы статьи пользуются случаем выразить свою признательность сотрудникам РКЦ «Прогресс» Зининой И.И, Мятову Г.Н, Филатову А.В. и Степановой А.А, а также сотруднику РГРУ Кузнецову А.Е. за неоценимую помощь в подтверждении полученных результатов путем измерения фактической точности геопривязки снимков по наземным ориентирам).

По представленным в статье материалам можно судить о высокой эффективности технологии наземной обработки «сырых» данных о координатах звезд. Погрешность (СКО) измерений параметров трехосной ориентации КА снижается с 2–3 угл. с до 1–1,5 угл. с. При этом погрешность (СКО) геопривязки снимков ДЗЗ улучшается до уровня 3–4 м, что соответствует мировому уровню

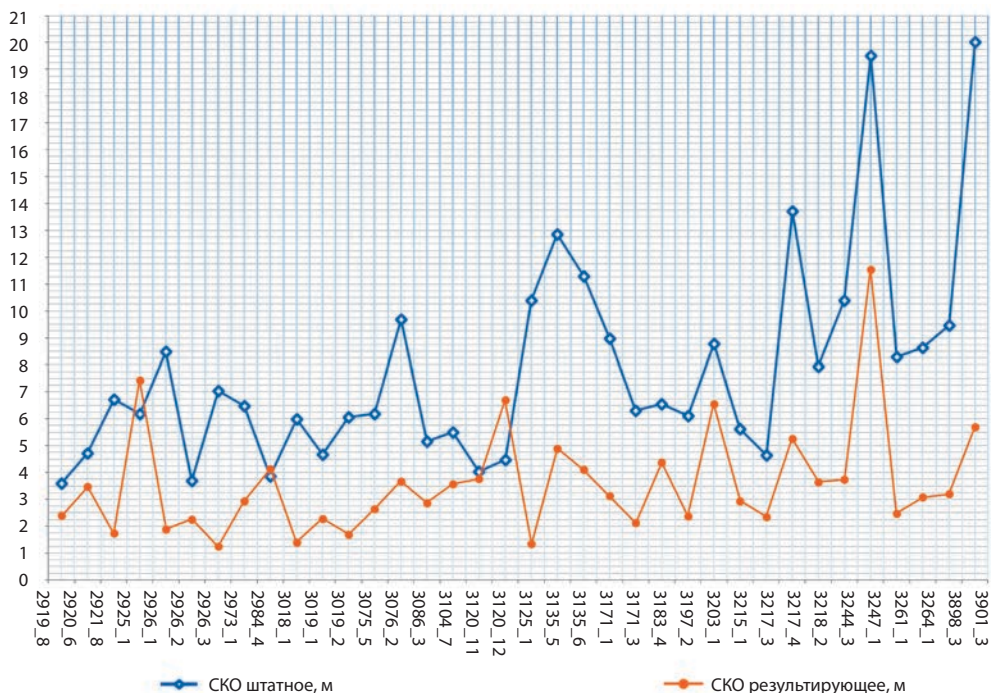


Рис. 6. СКО геопривязки координат объектов на снимках городов до применения технологии наземной обработки данных о координатах звезд и после

требований потребителей к материалам космической съемки. Проведенные эксперименты и исследования показали возможности дальнейшего повышения точности угловых измерений как за счет снижения термоупругой деформации конструкции КА, так и путем устранения других составляющих погрешностей приборов звездной ориентации: методической ошибки измерения координат звезд на фоточувствительной матрице, спектральной зависимости калибровочных параметров оптической системы приборов, а также создания уточненных звездных каталогов, учитывающих влияние звездного фона на координаты звезд.

Данная технология уже начинает внедряться как штатная. Очевидно, что описанная в данной статье технология будет иметь развитие, а ряд алгоритмов, используемых при наземной обработке «сырых» данных, постепенно будут переноситься на борт.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] *Ахметов Р.Н., Еремеев В.В., Кузнецов А.Е., Мятлов Г.Н., Пошехонов В.И., Стратилатов Н.Р.* Высокоточная геодезическая привязка изображений земной поверхности от КА «Ресурс-П». // Исследование Земли из космоса. 2017. № 1. С.44-53.
- [2] *Дунаев Б.С., Красиков В.А., Никитин А.В.* Наземный эксперимент по синхронному определению параметров угловой инерциальной ориентации тремя приборами БОКЗ-М. // Сборник трудов 2-й Всероссийской научно-технической конференции «Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов», Таруса 13–16 сентября 2010 г. Москва. ИКИ РАН. 2011. С. 62-69.
- [3] *Кирилин А.Н., Ахметов Р.Н., Стратилатов Н.Р., Бакланов А.И., Федоров В.М., Новиков М.В.* Космический аппарат «Ресурс-П». URL: <http://geomatiga.ru/clauses/50/>

TECHNOLOGY FOR GROUND PROCESSING OF DATA ON THE STARS' COORDINATES IN ORDER TO IMPROVE THE ACCURACY OF GEOREFERENCING EARTH IMAGES FROM SPACE

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

Space Research Institute of the Russian Academy of Sciences (IKI)

The article presents the results of work to improve the accuracy of measuring orientation by the BOKZ-M60 star trackers, and georeferencing remote sensing data, obtained from the “Resurs-P” № 3 s/c due to use of the technology for ground stars' coordinates processing. The implemented technology involves the transmission to the ground data receiving points of data about the stars' coordinates on the CCD-arrays of the BOKZ-M60 star trackers. The use of “raw” BOKZ-M60 data, obtained at long intervals of space flight allows to perform flight calibration and measure the instruments distortion, to ensure the rejection of abnormal measurements and to use a refined instruments mathematical model during ground processing of their readings. The technology has shown its effectiveness and is beginning to spread as routine on the future s/c.

Keywords: star tracker, Earth remote sensing, geo-referencing, orientation errors, spacecraft, ground data processing.

REFERENCES

- [1] *Akhmetov, R.N., Ereemeev V.V., Kuznetsov A.E., Myatov G.N., Poshekhonov V.I., Stratilatov N.R.* Vysokotochnaya geodezicheskaya privyazka izobrazheniy zemnoi poverkhnosti ot KA “Resurs-P” (High-precision geolocation of Earth surface images from the “Resurs-P” spacecraft) // *Issledovanie Zemli iz kosmosa*. 2017. No. 1. pp. 44-53.
- [2] *Dunaev B.S., Krasikov V.A., Nikitin A.V.* Nazemnyi experiment po sinkhronnomu opredeleniyu parametrov uglovoi inertsiialnoi orientatsii tremya priborami BOKZ-M. (Ground-based experiment for simultaneous determination of the inertial orientation angular parameters of three BOKZ-M star trackers). // *Sbornik trudov 2 Vserossiiskoi nauchno-tekhnicheskoi konferentsii “Sovremennye problem orienttsii i navigatsii kosmicheskikh apparatov”*, Tarusa September 13-16, 2010, Moscow. IKI. 2011. pp 62-69.
- [3] *Kirilin A.N., Akhmetov R.N., Stratilatov N.R., Baklanov A.I., Fedorov V.M., Novikov M.V.* Kosmicheskii apparat “Resurs-P” (Spacecraft “Resurs-P”). <http://geomatiga.ru/clauses/50/>

Avanesov Genrikh Aronovich – chief researcher, PhD, professor, genrikhavesov@yandex.ru

Bessonov Roman Valerievich – head of department, PhD, besson777@gmail.com

Kurkina Anna Nikolaevna – researcher, kurkinaan@mail.ru

Smetanin Petr Stanislavovich – junior researcher, guldthen@gmail.com

ПУТИ СНИЖЕНИЯ ТЕРМОУПРУГИХ ДЕФОРМАЦИЙ ПРИБОРОВ ЗВЕЗДНОЙ ОРИЕНТАЦИИ

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

Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН)

В современных космических аппаратах ДЗЗ высокого и сверхвысокого разрешения требуется точная система определения ориентации углового положения в пространстве. Основным инструментом, позволяющим определить высокоточную ориентацию, являются звездные датчики. Один из видов погрешностей приборов звездной ориентации вызван термоупругими деформациями. Выявление причины термоупругих деформаций связано с определением источников тепловой энергии, накаливаемой конструкцией в условиях орбитального полета. В статье приведены причины возникновения термоупругих деформаций и их влияние на угловые повороты прибора. Приведены данные натурной эксплуатации приборов и расчетных моделей. Анализ тепловых режимов и термоупругих деформаций произведен расчетным путем с использованием метода конечных элементов (МКЭ). МКЭ позволяет производить множество расчетов, необходимых для поиска оптимального решения с минимальными термоупругими деформациями прибора. Описана методика расчета термоупругих деформаций и оценка угловых перемещений. Проанализированы подходы к построению термостабильных конструкций приборов: выбора материалов с необходимыми физическими свойствами, конструкторских решений, создания условий для минимизации влияния условий эксплуатации. Отмечены преимущества и недостатки каждого подхода. Предлагаемые меры по снижению термоупругих деформаций необходимо применять как в конструкции прибора звездной ориентации, так и космического аппарата и его целевой аппаратуры.

Ключевые слова: прибор звездной ориентации (звездный датчик), солнечная радиация, термоупругие деформации, коэффициент температурного расширения (КТР), теплопроводность, термостабильность.

ВВЕДЕНИЕ

Тенденция развития современных космических аппаратов (КА) со съемочной аппаратурой высокого и сверхвысокого разрешения предусматривает точную систему определения ориентации в инерциальной системе координат. Один из видов погрешностей приборов звездной ориентации вызван термоупругими деформациями.

При анализе ошибок, вызванных термоупругими деформациями, целесообразно рассматривать КА в целом, так как, в конечном счете, речь идет об изменении ориентации приборов звездной ориентации относительно целевой аппаратуры КА. Кроме того, термоупругие деформации во многом определяются системой терморегулирования КА. На практике периодические изменения взаимной ориентации между приборами трудно поддаются калибровке и в результате

Аванесов Генрих Аронович – главный научный сотрудник, д.т.н., genrikh-avanesov@yandex.ru

Бессонов Роман Валерьевич – заведующий отделом, к.т.н., besson777@gmail.com

Брысин Николай Николаевич – научный сотрудник, к.т.н., brysin@mail.ru

Квашнин Алексей Сергеевич – инженер, a-kvashnin@yandex.ru

Шевелев Владимир Евгеньевич – конструктор, aquaservice.ru@gmail.com

могут вносить определяющий вклад в совокупную ошибку измерений ориентации бортовой аппаратуры.

Температурные деформации прибора можно представить как совокупность жесткого поворота внутренней системы координат (ВСК) относительно приборной системы координат (ПСК) и искажения ВСК. ВСК физически реализуется положением плоскости фотоприемника изображения (матрицы) по отношению к задней узловой точке объектива (центру проектирования). Плоскость матрицы реализует основную координатную плоскость $хоу$. ПСК физически реализуется посадочной плоскостью прибора (направлением нормали к посадочной плоскости и направлением, проходящим через центры классного паза и классного отверстия). Искажение ВСК проявляется в изменении калибровочных параметров ВСК. Жесткий поворот ВСК относительно ПСК является систематической ошибкой прибора. Под термоупругими деформациями прибора в статье понимается жесткий поворот ВСК относительно ПСК.

Заявленная точность приборов зависит от возможности исключить или свести к минимуму ошибку, вызванную термоупругими деформациями. В статье приводятся результат исследования, нацеленный на поиск рекомендаций, обеспечивающих построение термостабильных конструкций приборов.

ПРИЧИНЫ ВОЗНИКНОВЕНИЯ ТЕРМОУПРУГИХ ДЕФОРМАЦИЙ

Исследование термоупругих деформаций при наземных испытаниях сильно затруднено вследствие сложности построения стендовой базы, и в ряде случаев гораздо более достоверными являются наблюдения термоупругих деформаций приборов, выполненные в космическом полете.

Для того чтобы понимать, как воздействуют на прибор термоупругие деформации, необходимо связать температурные колебания в узлах приборов при эксплуатации с ориентацией. Зная, что угол между приборами фиксированный, приборы находятся под экранно-вакуумной термоизоляцией (ЭВТИ), имея в течение фиксированного отрезка времени установившийся (стационарный) тепловой режим и располагая данными с приборов, проведем анализ.

Сначала необходимо определить, какое влияние оказывает нагрев электронных узлов прибора при его включении. На рис. 1 приведен пример, в котором космический аппарат (КА) сориентирован так, что приборы БОКЗ-М № 1 и № 2 не освещаются Солнцем на протяжении всего рабочего интервала (6 часов). Бленды и объективы приборов осуществляют радиационный теплообмен с космическим пространством. По окончании рабочего интервала приборы БОКЗ-М выключаются и через 6 часов включаются снова, когда они опять будут находиться в тени КА. На рис. 1 показаны измерения температур двух приборов БОКЗ-М и угла между осями z их ВСК на двух орбитальных витках. Видно, что после включения приборы нагреваются ориентировочно на 10°C за 4–5 часов. При этом в измерениях угла между осями z ВСК приборов не наблюдается корреляция с показаниями температурных графиков. Из рис. 1 можно сделать вывод о слабом влиянии внутренних источников тепла на ошибки измерения, вызванные термоупругими деформациями прибора.

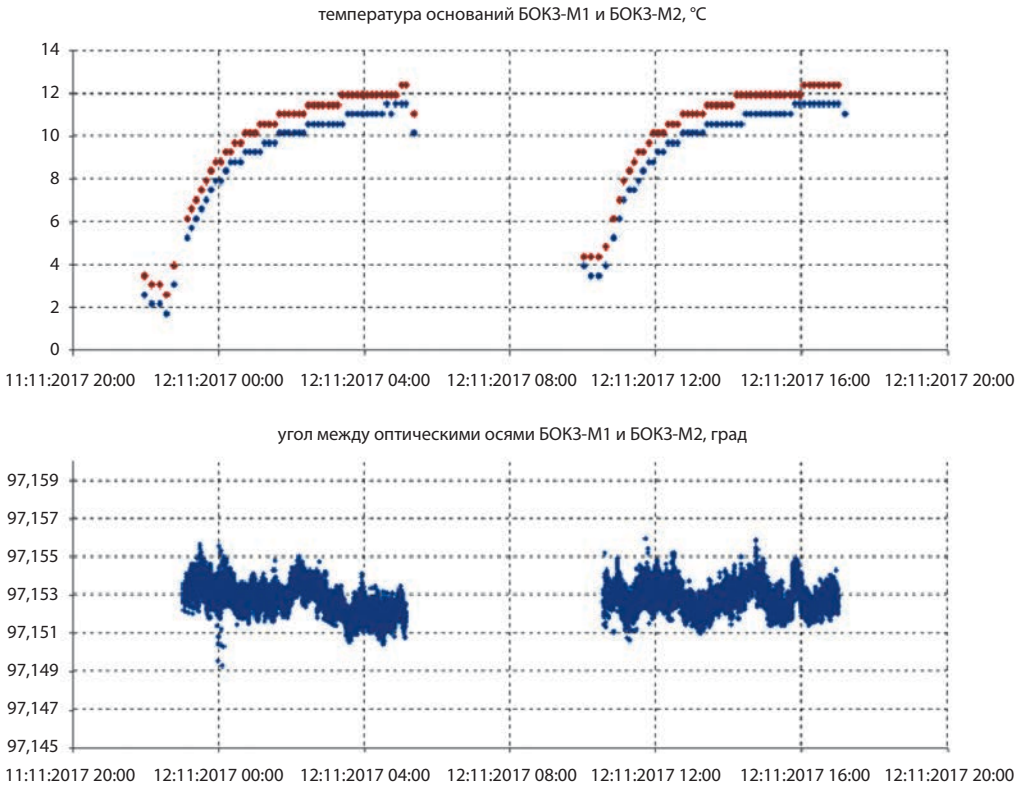


Рис. 1. Графики измерений температур при включении приборов на КА и угла между осями z их ВСК в течение двух орбитальных витков

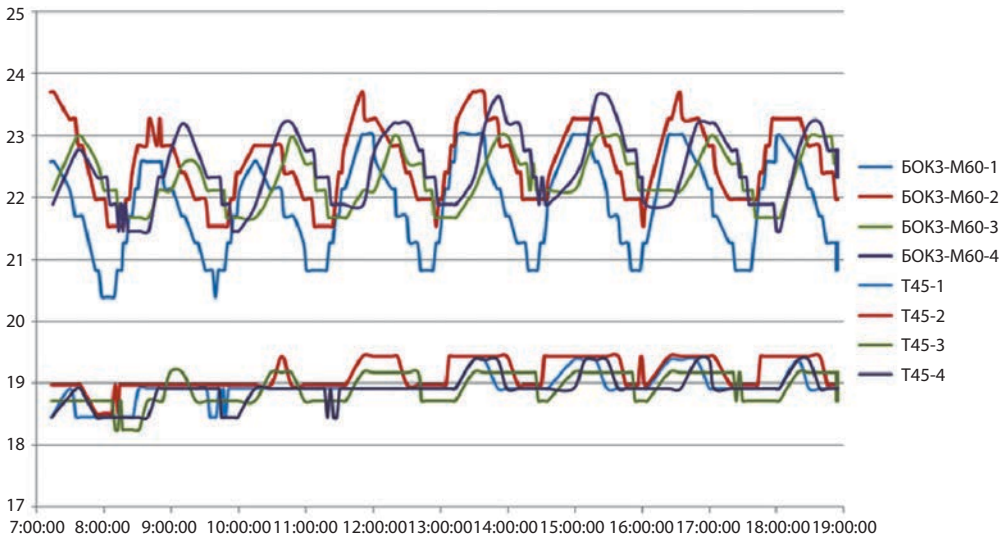


Рис. 2. Показания термодатчиков, расположенных на установочных плитах приборов и в составе приборов звездной ориентации БОКЗ-М60 при летной эксплуатации

Рассмотрим другой пример, когда бленда прибора, в данном случае БОКЗ-М60, периодически освещается потоком солнечного излучения. Кроме того, на данном КА используется жидкостная система термостабилизации – лучшая с точки зрения обеспечения теплового режима, однако сложная в эксплуатации, обладающая значительной массой и применяемая далеко не на всех КА. На рис. 2 отображены измерения двух термодатчиков, расположенных на установочных плитах приборов, и четырех термодатчиков из состава приборов звездной ориентации БОКЗ-М60. Из рис. 2 видно, что жидкостная система терморегулирования КА обеспечивает высокую стабильность температур посадочных плит под приборами, значения которых практически не меняются в течение орбитальных витков. Температуры же приборов имеют видимые витковые колебания с амплитудой $1,5\text{--}2^\circ\text{C}$, которые вызваны переходом прибора и из освещенного Солнцем состояния в тень.

На рис. 3 изображены разницы в углах ориентации четырех приборов БОКЗ-М60 в процессе орбитального движения. На рис. 3 видны низкочастотные витковые колебания углов между измерительными осями приборов, размах которых составляет $3\text{--}6$ угл.с.

Данные угловые колебания, вызванные переходами прибора из освещенного состояния Солнцем в тень, полностью коррелируют с показаниями температурных датчиков прибора. КА движется по солнечно-синхронной орбите, и основная ориентация КА – орбитальная, т.е. полезная нагрузка основную часть времени сориентирована на центр Земли. Орбита прецессирует так, что вектор направления на Солнце всегда располагается в плоскости орбиты. Это условие выполняется на протяжении всей миссии с точностью единиц градусов дуги, что объясняет высокую повторяемость угловых деформаций приборов от витка к витку.

Из вышеизложенного следует, что основным источником термоупругих поворотов ВСК в приборной системе координат при термостабилизации основания прибора являются переходы прибора из освещенного Солнцем состояния в тень, и влияние именно этого эффекта следует снизить в первую очередь. Это заключение полностью согласуется с расчетами (методика расчета представлена далее).

МЕТОДИКА РАСЧЕТА ТЕРМОУПРУГИХ ДЕФОРМАЦИЙ

При проектировании приборов анализ тепловых режимов и термоупругих деформаций целесообразно вести расчетным путем с использованием метода конечных элементов (МКЭ). Данный метод позволяет учесть свойства материалов, радиационный теплообмен между поверхностями деталей прибора и космическим пространством, и провести расчет полей температур и деформаций конструкции. Удобство заключается в возможности проведения множества расчетов, необходимых для поиска оптимального решения, позволяющего минимизировать термоупругие повороты оптической оси прибора с применением наиболее простых конструктивных мер.

Расчет осуществляется в три этапа. На первом этапе проводится тепловой расчет, который позволяет получить поле температур в конструкции прибора.

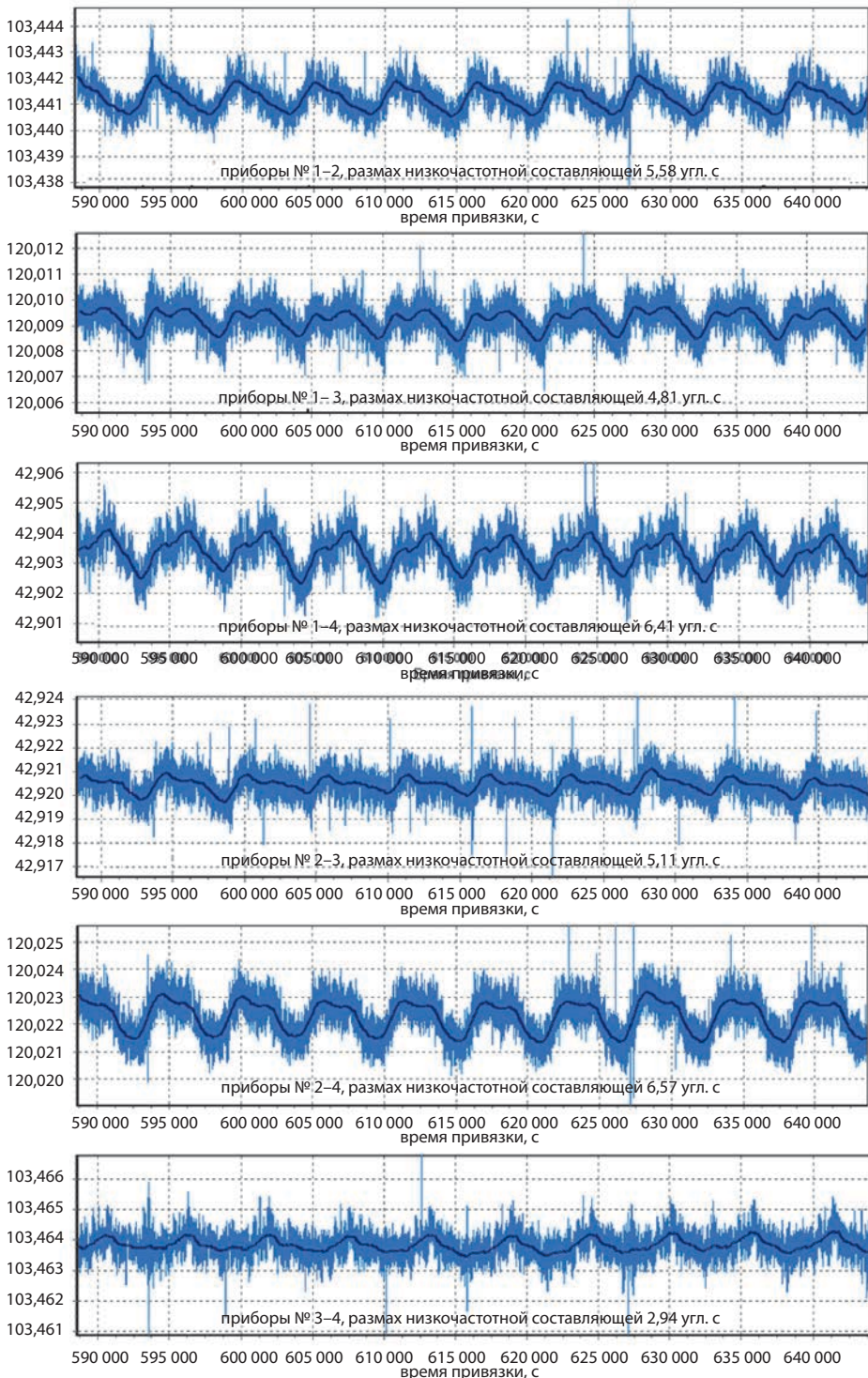


Рис. 3. Разность углов ориентации 4-х приборов БОКЗ-М60 на КА «Ресурс-П» № 3

На втором этапе по заданному полю температур проводится термоупругий расчет с целью определения напряженно-деформированного состояния и перемещений элементов конструкции. По величинам относительных перемещений ключевых точек конструкции модели определяются углы поворота оси z ВСК относительно ПСК.

На первом и втором этапах расчета задается набор граничных условий. Кроме того, считается, что внутренний теплообмен в приборе происходит посредством теплопроводности и излучения (конвекция отсутствует).

Для термоупругого расчета в качестве граничных условий задаются только закрепления на посадочных местах. В нашем случае посадочное место реализовано классным пазом, классным отверстием и посадочной плоскостью. Для классного отверстия запрещаются перемещения в двух направлениях (по осям x и y), для классного паза – в одном (по оси x), и для всей посадочной плоскости запрещается перемещение по третьему направлению (вдоль оси z).

Рассматривается несколько вариантов расчета. Тепловой расчет ведется для предельно горячего (максимально возможная температура посадочного места, прибор включен и Солнце освещает поверхности деталей) и предельно холодного (минимально возможная температура посадочного места, прибор выключен и находится в тени) состояний прибора. Тепловые расчеты в предельных состояниях прибора позволяют оценить диапазон температур, которые должны выдерживать материалы, покрытия и компоненты прибора в ходе длительной эксплуатации в космическом пространстве. Обычно для предельных режимов не оцениваются тепловые деформации.

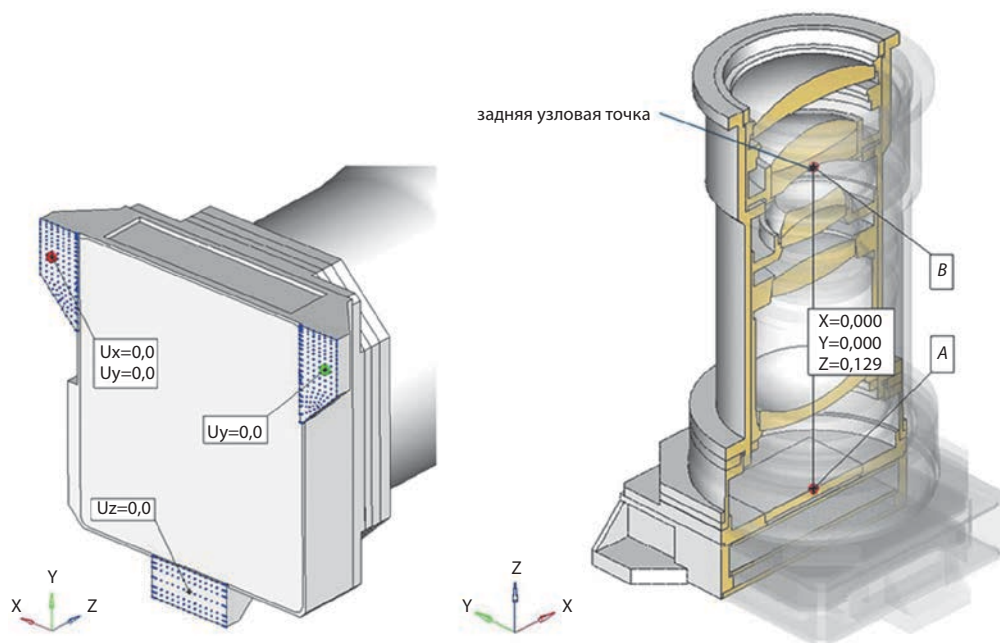


Рис. 4. Реализация ПСК и оси z ВСК в термоупругом расчете

Термоупругий расчет проводится для более узкого диапазона температур посадочного места, в котором гарантируются точностные характеристики прибора. В результате термоупругого расчета производится оценка углов поворота оси z ВСК прибора по отношению к посадочным местам, которые реализуют ПСК и считаются неподвижными. Ось z ВСК задается двумя точками (см. рис. 4): центром фоточувствительной матрицы (точка А на рис. 4) и точкой на линзе объектива близкой к задней главной точке объектива (точка В на рис. 4), расположенной на фокусном расстоянии от плоскости фоточувствительной матрицы.

Оценка углов поворота оси z ВСК относительно ПСК рассматривается для следующих вариантов температурных режимов.

1. Изменение собственного тепловыделения из состояния «выключено» в состояние «включено» при одинаковых внешних условиях. Данный вариант расчета позволяет оценить поворот оси z ВСК при включении прибора. Также целесообразно проводить нестационарный расчет с оценкой времени выхода прибора на точностной режим.
2. Изменение температур посадочного места при одинаковых условиях освещения прибора и его режимах работы. Этот вариант расчета позволяет оценить составляющую термоупругой ошибки, вызванную нестабильностью работы системы терморегулирования КА. В данном случае угловая ошибка относится к диапазону изменения температур посадочного места и измеряется в угл. с./°С.
3. Изменение условий внешнего освещения прибора: переходы тень/Солнце при постоянной температуре посадочного места. Данный вариант расчета позволяет выявить амплитуды витковых колебаний при идеальной работе системы терморегулирования КА.

Для проведения дальнейших расчетов воспользуемся нумерацией температурных состояний, представленных в табл. 1.

Таблица 1. Варианты температурных состояний прибора

	прибор выключен		прибор включен	
	посадочное место прибора «холодное»	посадочное место прибора «горячее»	посадочное место прибора «холодное»	посадочное место прибора «горячее»
прибор в тени	1	3	5	7
прибор освещен Солнцем	2	4	6	8

После проведения термоупругих расчетов для заданных в табл. 1 вариантов прибора проводится оценка угловых перемещений оси z ВСК (заданной в соответствии с рис. 4) при переходе из одного температурного состояния в другое. В табл. 2 представлены переходы между температурными состояниями, которые характеризуют влияние на ориентацию оси z ВСК в ПСК:

- внутренних источников тепла;
- температуры посадочного места;
- перехода между состояниями тень/солнце.

Таблица 2. Переходы между тепловыми состояниями прибора

причина термоупругих деформаций	исследуемые переходы из одного температурного состояния в другое	
внутренние источники тепла	1–5 («холодное», тень)	3–7 («горячее», тень)
	2–6 («холодное», Солнце)	4–8 («горячее», Солнце)
посадочное место КА (внешние источники)	1–3 (выкл., тень)	5–7 (вкл., тень)
	2–4 (выкл., Солнце)	6–8 (вкл., Солнце)
витковые термоциклы тень/Солнце	1–2 (выкл., «холодное»)	5–6 (вкл., «холодное»)
	3–4 (выкл., «горячее»)	7–8 (вкл., «горячее»)

В качестве примера рассмотрим осесимметричную конструкцию прибора (см. рис. 5). На рис. 5 также показаны граничные условия, заданные на посадочных местах КЭ модели, такие как ограничение перемещения посадочной плоскости по оси z ПСК; ограничение перемещения по осям x и y относительно «классного» отверстия (начало координат ПСК) и ограничение перемещения по оси y относительно «классного» паза. Температура «холодного» и «горячего» посадочных мест принята 0°C и 25°C , соответственно. Солнце освещает прибор под углом 30° – допустимый угол засветки бленды. Внутренние источники тепла несимметричны – одна половина прибора имеет тепловыделение на 2 Вт больше. Суммарное тепловыделение 8 Вт.

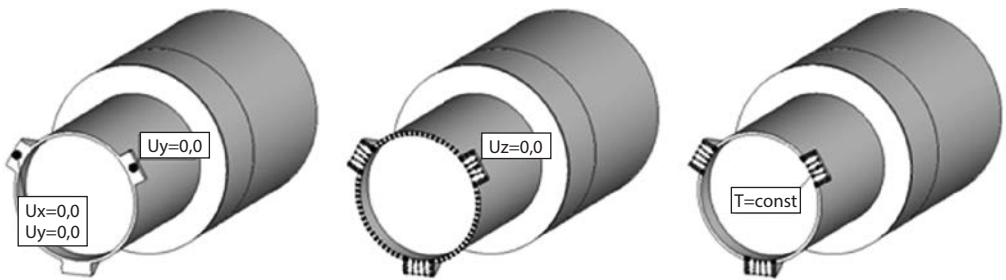


Рис. 5. Упрощенная конечно-элементная (КЭ) модель прибора с круглым основанием и его граничные условия

Рассчитанные поля температур для различных температурных состояний прибора видны на рис. 6.

В табл. 3 отображены результаты расчета углов поворота оси z ВСК в ПСК при переходах между температурными состояниями. Как видно из табл. 1, наиболее значительные угловые повороты возникают при смене состояний тень/Солнце. Изменение температуры посадочных мест прибора от 0 до 25°C и внутренние источники тепла не приводят к ощутимым угловым деформациям.

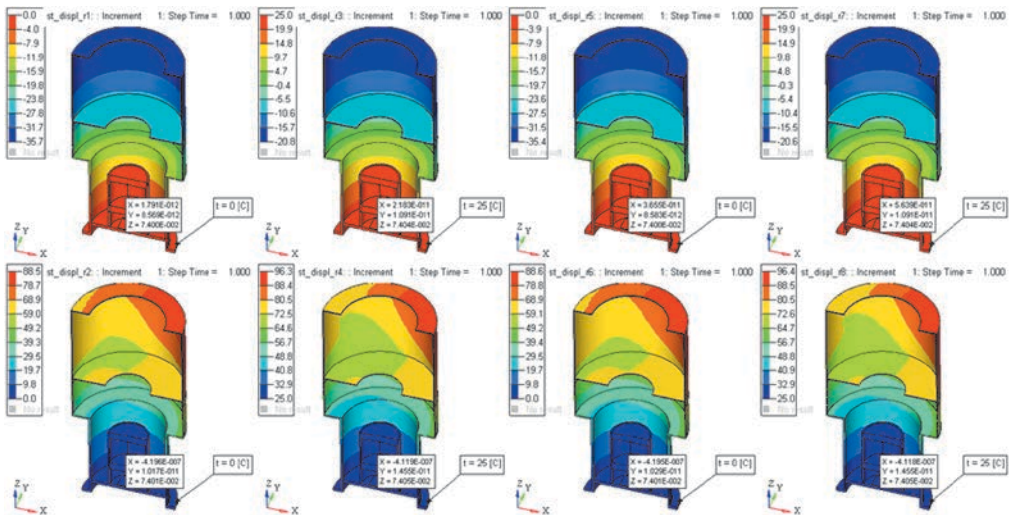


Рис. 6. Температурные поля для восьми температурных состояний прибора

Таблица 3. Повороты оси z ВСК для КЭ модели с круглым основанием

причина термоупругих деформаций	исследуемые переходы из одного температурного состояния в другое			
внутренние источники тепла	1–5 («хол.», тень)	<0,01''	3–7 («гор.», тень)	<0,01''
	2–6 («хол.», Солнце)	<0,01''	4–8 («гор.», Солнце)	<0,01''
посадочное место КА (внешние источники)	1–3 (выкл., тень)	<0,01''	5–7 (вкл., тень)	<0,01''
	2–4 (выкл., Солнце)	0,02''	6–8 (вкл., Солнце)	0,02''
витковые термоциклы тень/Солнце	1–2 (выкл., «хол.»)	1,04''	5–6 (вкл., «хол.»)	1,04''
	3–4 (выкл., «гор.»)	1,02''	6–8 (вкл., «гор.»)	1,02''

Основной причиной возникновения угловых деформаций является асимметричное поле температур. При симметричном поле температур в симметричной конструкции возникают только объемные деформации, которые не приводят к угловым поворотам. Нагрев бленды Солнцем происходит под углом, поэтому приводит к образованию несимметричного поля температур и значительным угловым деформациям.

ПОДХОДЫ К ПОСТРОЕНИЮ ТЕРМОСТАБИЛЬНЫХ КОНСТРУКЦИЙ ПРИБОРОВ

Как показывает анализ, величину угловых поворотов оси z ВСК в ПСК, вызванных термоупругими деформациями, возможно уменьшить следующими способами: изменением материала конструкции прибора; увеличением термостабильности за счет изменения его конструкции; минимизацией влияния на измерительный базис нагрева и охлаждением бленды прибора.

Изменение материала конструкции прибора может вестись в направлении повышения теплопроводности материала и снижении его КТР. Как показывает моделирование, только эти две характеристики материала влияют на величины поворотов оси z ВСК в ПСК при термоупругих деформациях. Более того, каждая из этих характеристик (в первом приближении) линейным образом влияет на величины угловых поворотов. Таким образом, увеличение теплопроводности, равно как уменьшение КТР материала конструкции, в два раза уменьшает величины угловых поворотов ВСК в ПСК.

Очевидно, что с точки зрения минимизации амплитуд угловых поворотов ВСК в ПСК использование алюминиевого сплава корпуса прибора предпочтительнее титанового. Даже с учетом того, что титан обладает в 3 раза более низким КТР по сравнению с алюминием, его теплопроводность в 12 раз хуже, что сильно увеличивает температурные градиенты и снижает равномерность поля температур. В результате, при переходе из одного температурного состояния в другое конструкция прибора имеет различные тепловые поля, что приводит к значительным угловым деформациям.

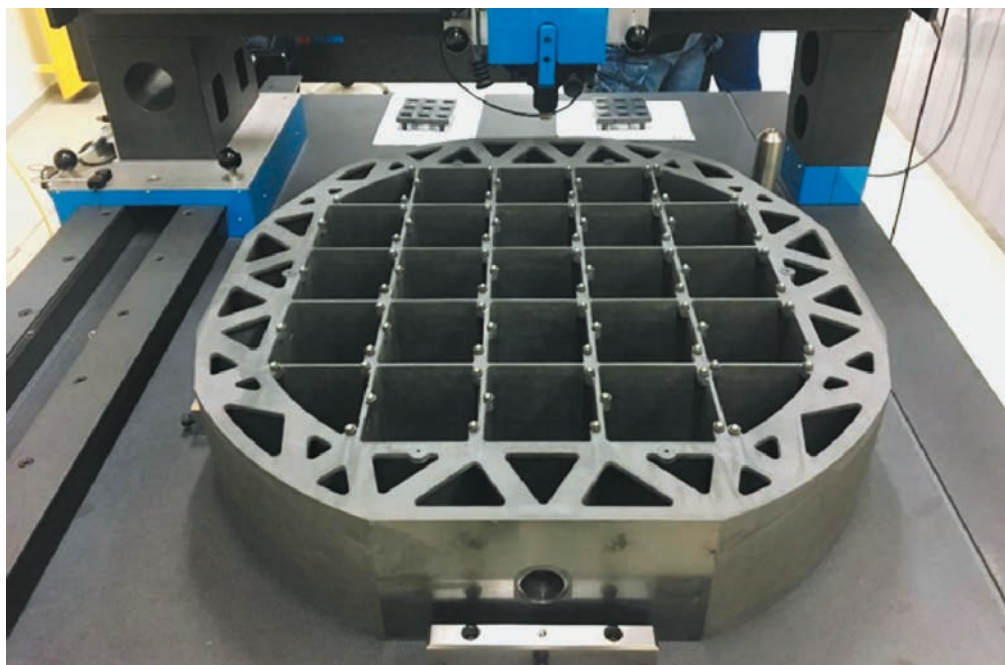


Рис. 7. Основание фокальной плоскости космического телескопа, выполненное из материала CESIC. Фото заимствовано с веб-сайта www.cesic.de

При этом использование вольфрам-медного сплава ВМ20, обладающего теплопроводностью алюминия и КТР титана, позволяет в 5 раз по сравнению с алюминиевой конструкцией, снизить величины угловых поворотов ВСК в ПСК. Однако за это придется заплатить увеличением массы почти в 10 раз. Существуют материалы на основе керамики, обладающие свойствами близкими к сплаву ВМ20, однако имеющие плотность как у алюминия. Например, компания CERIC предлагает материал с одноименным названием, который обладает теплопроводностью и плотностью как у алюминия при практически нулевом тепловом расширении. «Cesic» («carbon-fiber reinforced silicon carbide») состоит из карбидокремниевой (SiC) матрицы, армированной углеродными волокнами. Материал характеризуется исключительной твердостью и жесткостью, высокой теплопроводностью, низким коэффициентом теплового расширения и относительно высокой вязкостью разрушения (из-за углеродных волокон). Из данного материала изготавливаются кронштейны для приборов звездной ориентации на КА Meteosat третьего поколения. На рис. 7 показано основание фокальной плоскости космического телескопа, на которое устанавливается 200 ПЗС-матриц. Использование подобных материалов перспективно в целях минимизации термоупругих ошибок приборов и в целях снижения требований к системам термостабилизации КА.

Увеличение термостабильности за счет изменения его конструкции

Уменьшение величин угловых поворотов оси z ВСК в ПСК происходит при уменьшении габаритов конструкции. Уменьшение габаритов приводит к увеличению теплопроводности конструкции, что эквивалентно улучшению теплопроводности материала. Увеличить теплопроводность конструкции можно за счет увеличения толщины стенок корпуса или введением дополнительных теплопроводящих элементов. Моделирование показывает, что уменьшение габаритов прибора в два раза, равно как и увеличение сечений его стенок в два раза, приводит к пропорциональному изменению амплитуд угловых поворотов ВСК в ПСК.

Кроме того, на величины термоупругих поворотов оси z ВСК в ПСК сильно влияет осесимметричность конструкции. Наилучший результат достигается в круглой осесимметричной конструкции, модель которой показана на рис. 4. Изготовление аналогичной конструкции с квадратным основанием может от 2-х до 5-ти раз ухудшить результат. Еще большие величины угловых поворотов оси z ВСК в ПСК могут иметь место при горизонтальном расположении прибора, когда его посадочные лапы вынесены на боковую грань (рис. 8).

Также для уменьшения величин угловых поворотов ВСК относительно ПСК необходимо располагать места крепления прибора к термостабилизированной платформе на уровне, где заканчивается непосредственное солнечное воздействие при максимальном угле засветки бленды, так как переходы прибора из освещенного Солнцем состояния в тень являются основным источником термоупругих поворотов. Это уменьшит градиент распределения температуры по конструкции прибора и влияние на измерительный базис, в разы уменьшая термоупругие повороты ВСК в ПСК.

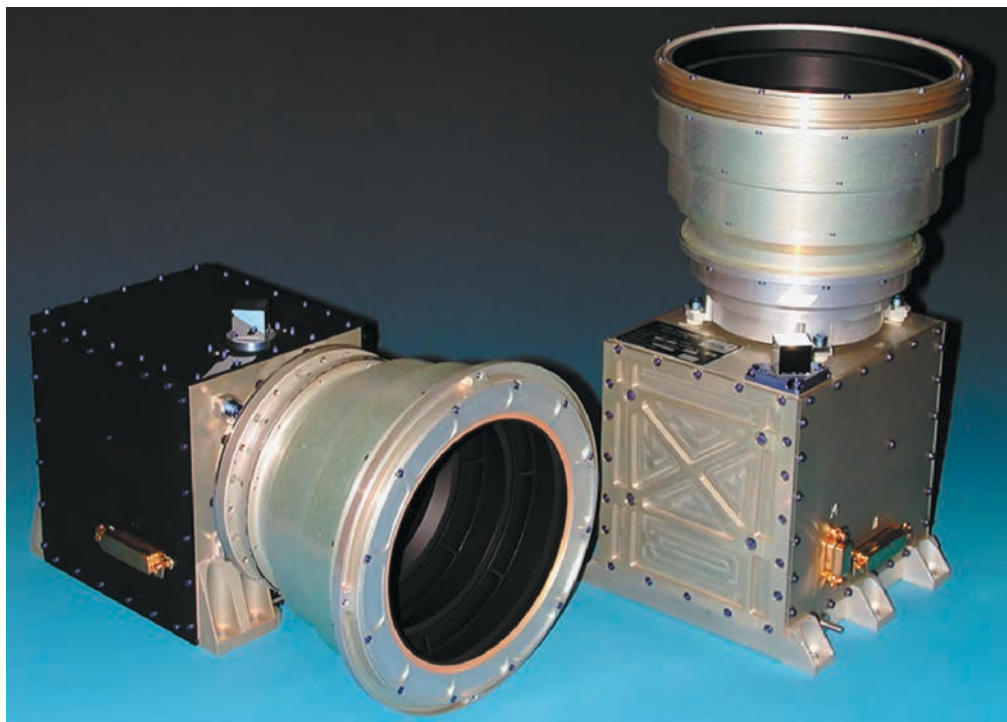


Рис. 8. Приборы звездной ориентации фирмы Sodern в вертикальной и горизонтальной компоновках. Фото заимствовано с веб-сайта www.sodern.com

Из вышеперечисленного следует, что оптимальная конструкция прибора состоит из осесимметричной оптической головки, в которой модуль обработки данных и модуль вторичного источника питания выведены в отдельный блок для уменьшения габаритных размеров прибора с креплениями к термостабилизированной платформе, расположенными на бленде прибора.

Минимизация влияния на измерительный базис нагрева и охлаждения бленды

Данный подход разберем на примере разработки прибора звездной ориентации БОКЗ-МР. Оптическая система прибора представлена объективом ОЗК-60/1.4-К, разработанным в АО «ЛОМО», имеющим фокусное расстояние 60 мм и относительное отверстие 1:4. В приборе используется матрица CMV4000 производства компании CMOSIS с размером пикселя $5,5 \times 5,5$ мкм. Таким образом, угловое поле зрения пикселя составляет 18,9 угл. с. Величины угловых поворотов оси z ВСК в ПСК, которые можно считать допустимыми, не превышают 0,2 угл. с.

Рассмотрены варианты температурных состояний включенного прибора:

- изменения температуры посадочного места прибора при постоянных радиационных воздействиях на прибор (прибор либо находится в тени, либо освещен Солнцем);
- перехода прибора из тени в освещенное состояние при постоянных температурах посадочного места.

Результаты расчетов исходной конструкции БОКЗ-МР приведены на рис. 9 и в табл. 4.

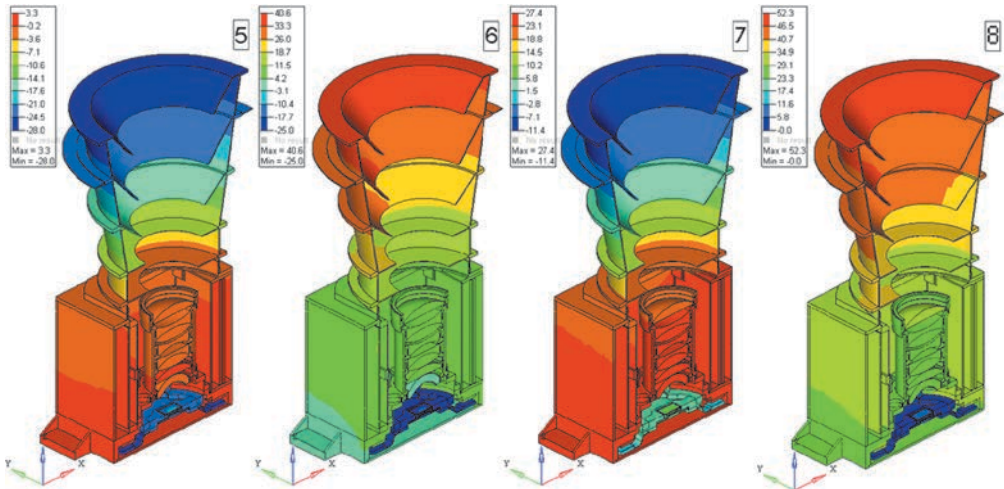


Рис. 9. Распределение температуры (°C) для расчетных режимов 5–8

Таблица 4. Поворот оптической оси прибора при изменении режимов работы. Исходная конструкция

причина термоупругих деформаций	исследуемые переходы из одного температурного состояния в другое	расчетное значение величины поворота ВСК относительно ПСК
посадочное место КА (внешние источники)	5–7 (вкл., тень)	0,23"/°C
	6–8 (вкл., Солнце)	0,2"/°C
витковые термоциклы тень/Солнце	5–6 (вкл., «холодное»)	4,51"
	7–8 (вкл., «горячее»)	4,14"

В результате анализа результатов моделирования конструкции прибора выявлены чрезмерные угловые отклонения оптической оси прибора при переходах из режимов работы при отсутствии освещения от Солнца (режимы 5 и 7) к режимам работы прибора при освещении Солнцем (режимы 6 и 8).

Для уменьшения относительных поворотов оптической оси прибора при изменении режима работы разработана модификация прибора с теплоизолированной блендой.

Использование «тепловой развязки» бленды

В предлагаемой конструкции бленда установлена на 6-ти теплоизоляционных стойках на корпусе прибора, нижняя часть бленды соединена непосредственно с корпусом, но имеет теплоизоляционный разрыв в уровне второй снизу диафрагмы. Кроме того, для выравнивания температурного поля по высоте объектива предусмотрены дополнительные теплоотводы.

Расчетная модель данной модификации конструкции прибора представлена на рис. 10. Внесенные в исходную конструкцию элементы (стойки бленды, соединитель бленды с корпусом, стеклопластиковый изолятор бленды и дополнительные медные теплоотводы объектива) выделены цветом на правом нижнем фрагменте рис. 10.

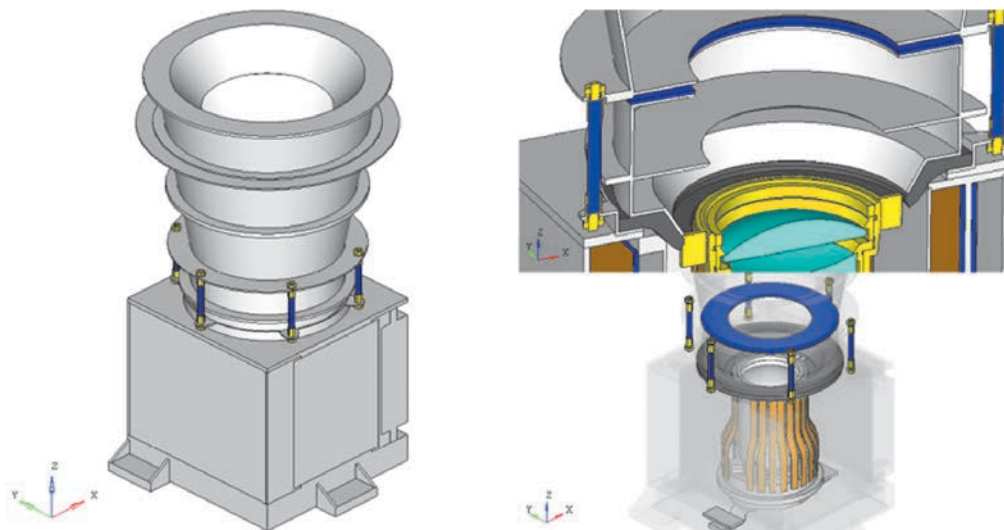


Рис. 10. Расчетная КЭ модель модификации с теплоизолированной блендой прибора

Результаты расчетов модификации БОКЗ-МР с теплоизолированной блендой приведены на рис. 11 и в табл. 5.

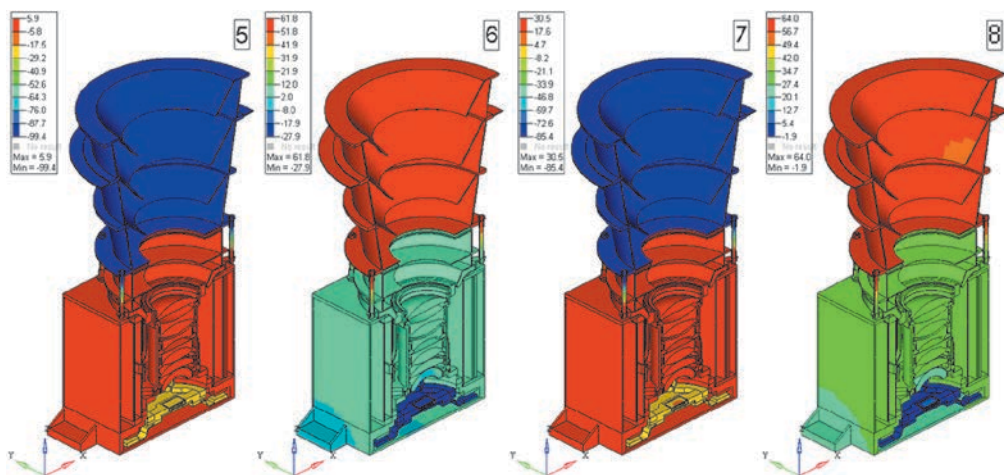


Рис. 11. Распределение температуры ($^{\circ}\text{C}$) для расчетных режимов 5–8

Таблица 5. Поворот оптической оси прибора при изменении режимов работы.
Модификация прибора с теплоизолированной блендой

причина термоупругих деформаций	исследуемые переходы из одного температурного состояния в другое	расчетное значение величины поворота ВСК относительно ПСК
Посадочное место КА (внешние источники)	5–7 (вкл., тень)	0,24"/°С
	6–8 (вкл., Солнце)	0,24"/°С
Витковые термоциклы тень/Солнце	5–6 (вкл., «холодное»)	1,13"
	7–8 (вкл., «горячее»)	1,18"

В связи с неудовлетворительными значениями относительных поворотов оптической оси при изменении режима работы, разработана модификация прибора с теплоизолированной блендой и теплоотводами бленды.

Использование «тепловой развязки» бленды с системой терморегуляции

В данной модификации для теплоизолированной бленды разработаны 4 медных теплоотвода, сопряженных со второй снизу диафрагмой.

Расчетная модель данной модификации конструкции прибора представлена на рис. 12. Внесенные в исходную конструкцию элементы (медные теплоотводы бленды) выделены красным цветом. Суммарная эффективная площадь сечений теплоотводов бленды в расчетной модели составляет 51 мм².

Предполагается, что противоположенные концы теплоотводов бленды закреплены на термостабилизированной платформе, имеющей температуру посадочного места прибора при соответствующем режиме работы.

Результаты расчетов модификации БОКЗ-МР с теплоизолированной блендой и теплоотводами бленды приведены на рис. 13 и в табл. 6.

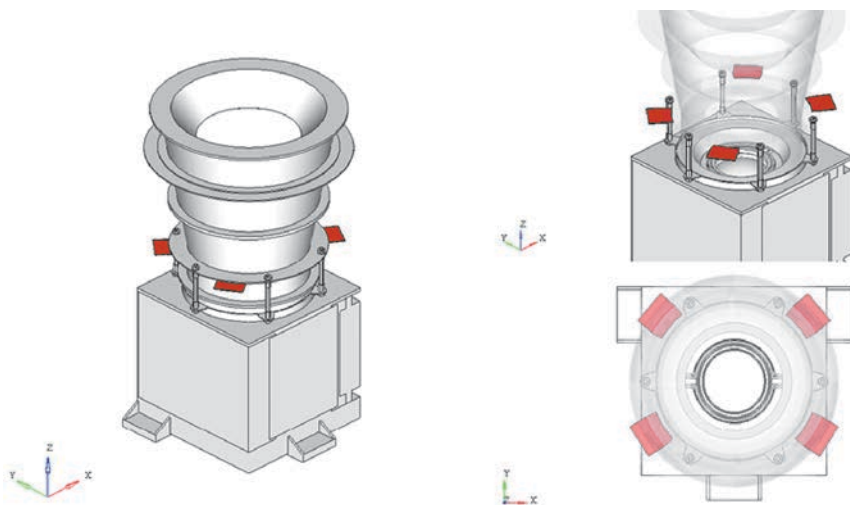


Рис. 12. Расчетная КЭ модель модификации прибора с теплоизолированной блендой и теплоотводами

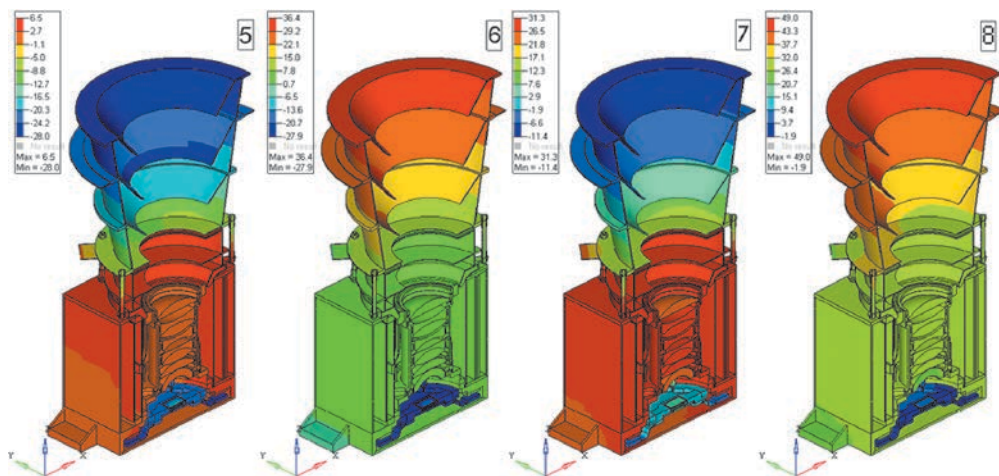


Рис. 13. Распределение температуры (°C) для расчетных режимов 5–8

Таблица 6. Поворот оптической оси прибора при изменении режимов работы. Модификация с теплоизолированной блендой и теплоотводами

причина термоупругих деформаций	исследуемые переходы из одного температурного состояния в другое	расчетное значение величины поворота ВСК относительно ПСК
посадочное место КА (внешние источники)	5–7 (вкл., тень)	0,24"/°C
	6–8 (вкл., Солнце)	0,24"/°C
витковые термоциклы тень/Солнце	5–6 (вкл., «холодное»)	0,46"
	7–8 (вкл., «горячее»)	0,56"

В результате расчетного анализа модификации прибора с теплоизолированной блендой, оборудованной теплоотводами, выявлены недостаточно малые угловые отклонения оптической оси прибора при переходах из режимов работы при отсутствии освещения от Солнца (режимы 5 и 7) к режимам работы прибора при освещении Солнцем (режимы 6 и 8). Для того чтобы минимизировать относительные повороты ВСК относительно ПСК при изменении режима работы, разработана модификация прибора с теплоизолированной блендой в термостабильном кожухе.

Использование кожуха бленды с системой терморегуляции совместно с «тепловой развязкой» бленды

В данной модификации прибор помещен в защитный кожух из АМг6 со стенками 0,8 мм и 1,0 мм.

Расчетная модель данной модификации конструкции прибора представлена на рис. 14. Прибор помещен на плиту из АМг6 толщиной 33 мм. Покрытые белой и черной эмалью поверхности прибора и кожуха, а также освещаемые Солнцем части прибора и кожуха показаны на рис. 15. Особенность конструкции

кожуха исключает прямое попадание солнечного света на наружные поверхности бленды (покрытые белой эмалью).

Верхняя поверхность кожуха покрыта изоляцией ЭВТИ, остальным узлам кожуха задана соответствующая расчетному режиму температура посадочного места прибора. Узлам опорной плиты прибора в нижнем уровне задана соответствующая расчетному режиму температура посадочного места прибора.

Результаты расчетов модификации БОКЗ-МР с теплоизолированной блендой в кожухе приведены на рис. 16 и в табл. 7.

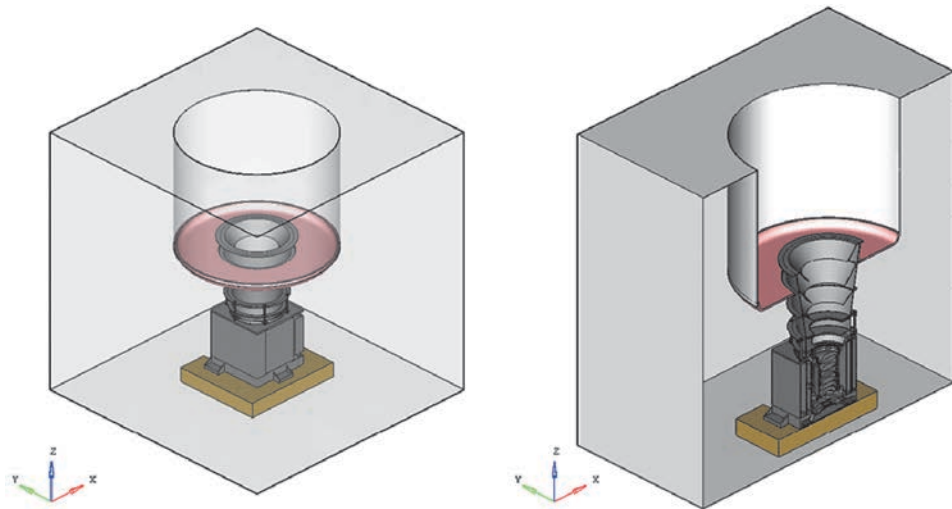


Рис. 14. Расчетная КЭ модель прибора. Модификация с теплоизолированной блендой и в кожухе

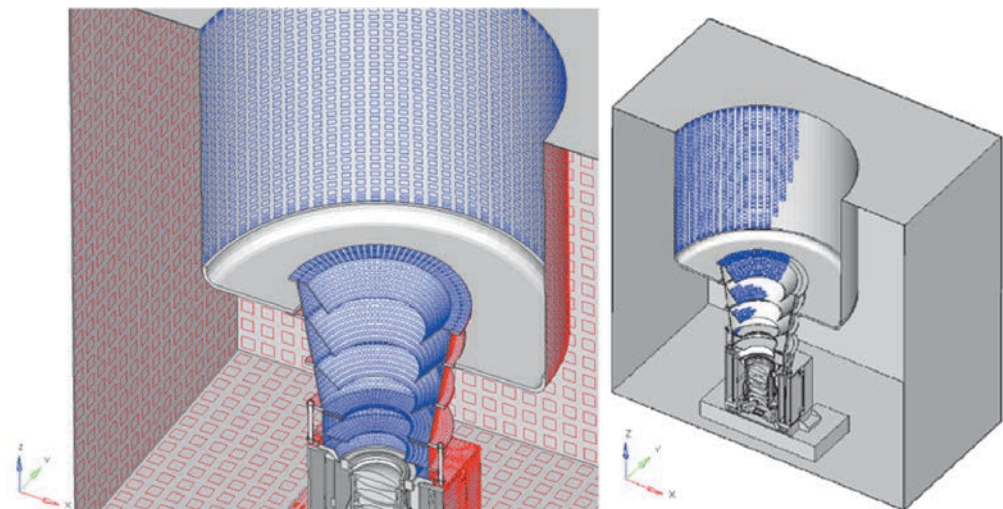


Рис. 15. Слева показаны поверхности прибора, покрытые эмалями: ● – белая, ● – черная.

Справа изображены области бленды и кожуха, освещенные Солнцем (плотность потока – 1400 Вт/м^2)

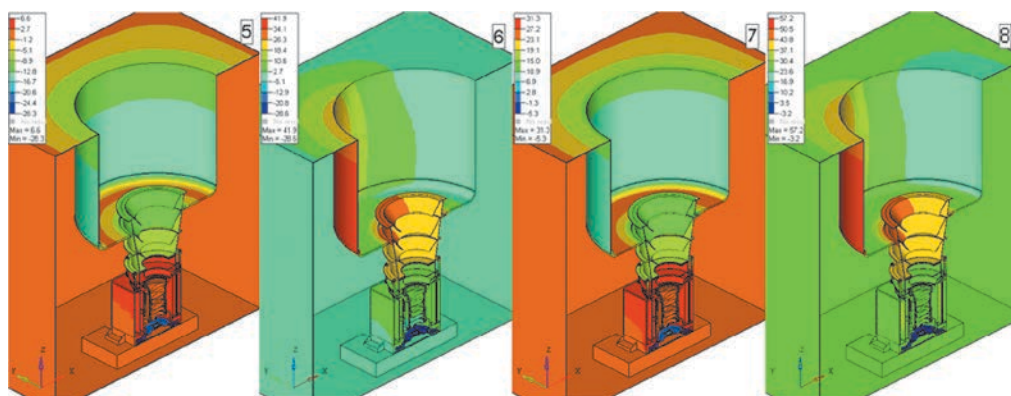


Рис. 16. Распределение температуры (°С) для расчетных режимов 5–8

Таблица 7. Поворот оптической оси прибора при изменении режимов работы. Модификация с теплоизолированной блендой и в кожухе

причина термоупругих деформаций	исследуемые переходы из одного температурного состояния в другое	расчетное значение величины поворота ВСК относительно ПСК
посадочное место КА (внешние источники)	5–7 (вкл., тень)	0,36"/°С
	6–8 (вкл., Солнце)	0,36"/°С
витковые термоциклы тень/Солнце	5–6 (вкл., «холодное»)	0,16"
	7–8 (вкл., «горячее»)	0,1"

Менее затратный в энергетическом плане вариант, минимально нагружающий систему обеспечения теплового режима (СОТР) аппарата – с изолированной блендой. Однако при этом не удастся уменьшить термоупругие колебания до заданного уровня. Вариант только с защитным кожухом, снижающий воздействие солнечного излучения на бленду прибора, также не позволяет снизить термоупругие колебания до заданного уровня.

При совместном использовании всех перечисленных мер по минимизации влияния на измерительный базис можно достичь требуемых величин угловых поворотов прибора. Данный подход позволяет сделать термостабильную конструкцию прибора не зависящей от габаритных и геометрических параметров.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Важный вклад в обеспечение точности приборов вносит исключение или уменьшение ошибки, вызванной термоупругими деформациями прибора при штатной эксплуатации. Все рассмотренные подходы к построению термостабильных конструкций позволяют снизить термоупругие деформации, однако имеют свои недостатки. Минимизация влияния среды эксплуатации прибора на измерительный базис наиболее предпочтительный вариант подхода к проектированию, поскольку

он не зависит от конструктивных особенностей прибора. Его недостатком является усложнение конструкции. Недостатком применения термостабильных материалов является внедрение технологии их производства и обработки, что ведет к значительному увеличению издержек производства. Уменьшение размера прибора в совокупности с осесимметричностью конструкции не позволяют сделать звездный датчик в виде моноблока, так как в моноблоке необходимо расположить процессор для обработки поступающей информации и вторичный источник питания прибора.

При необходимости обеспечения высокой термостабильности конструкции звездных датчиков целесообразно использование всех приведенных в статье подходов в совокупности, но это влечет за собой уменьшение технологичности прибора и увеличение издержек производства.

При наблюдении за приборами в процессе эксплуатации в космическом пространстве выявлены существенные колебания углов между измерительными осями приборов, вызванные термоупругими деформациями. Поскольку калибровка этих колебаний трудно выполнима необходимо определить, какое значение в их размах вносит конструкция КА.

WAYS OF DECREASING THERMOELASTIC DEFORMATIONS OF THE STAR TRACKERS

G.A. Avanesov, R.V. Bessonov, N.N. Brysin, A.S. Kvashnin, V.E. Shevelev

Space Research Institute of the Russian Academy of Sciences (IKI)

Modern spacecraft with high-and ultra-high-resolution imaging equipment require an accurate system for orientation of angular position in space. The main tool to determine the high-precision orientation are stellar sensors. One of the types of star trackers errors is caused by thermoelastic deformations. Identification of the thermoelastic deformations cause is associated with the determination of sources of thermal energy accumulated by the structure in orbital flight. The article presents the causes of thermoelastic deformations and their influence on the tracker angular turns. Data of both instruments full-scale operation and calculation models is given. The analysis of thermal conditions and thermoelastic deformations is made by calculation using the finite element method, which allows to make a lot of calculations necessary to find the optimal solution with minimal thermoelastic deformations of the tracker. The method of calculation of thermoelastic deformations and estimation of angular displacements is described. The following approaches to the construction of thermostable structures of instruments are analyzed: the choice of materials with the necessary physical properties, design solutions, the creation of conditions for minimizing the impact of the operating environment. The advantages and disadvantages of each approach are noted. Proposed measures to reduce thermoelastic deformations should be applied both in the design of the star orientation device and of the spacecraft and its target equipment.

Keywords: star tracker, solar radiation, thermoelastic deformations, thermal expansion coefficient, thermal conductivity, thermostability.

Avanesov Genrikh Aronovich – chief researcher, PhD, professor, *genrikhavanosov@yandex.ru*

Bessonov Roman Valerievich – head of department, PhD, *besson777@gmail.com*

Brysin Nikolay Nikolaevich – researcher, PhD, *brysin@mail.ru*

Kvashnin Alexey Sergeevich – engineer, *a-kvashnin@yandex.ru*

Shevelev Vladimir Evgenievich – developer, *aquaservice.ru@gmail.com*

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

Ю.Ю. Мальков, В.О. Князев

Акционерное общество «Научно-производственное предприятие
«Геофизика-Космос»

В статье рассмотрены сложности, часто возникающие в практике конструирования приборов ориентации по звездам и предложены компромиссные методы их преодоления. Проанализированы преимущества и недостатки выбранных решений с учетом условий эксплуатации приборов. Рассматриваются особенности применения полимерных композиционных материалов, а также аддитивных технологий. Затрагиваются вопросы упрощения процесса проектирования, изготовления и сборки перспективных звездных приборов за счет конструктивных мер, новых материалов и технологий.

Ключевые слова: звездный датчик, конструкция, условия эксплуатации, прочность, стойкость, аддитивные технологии, полимерные композиционные материалы.

На сегодняшний день можно выделить следующие основные внешние воздействующие факторы, которые влияют на потребительские характеристики прибора, качество его работы и длительность функционирования: механические воздействия (удары, вибрация и т.д.), температурное (тепловое) состояние, радиация, метеорные и техногенные частицы. Отметим и основные требования, предъявляемые к приборам: снижение габаритов, массы, универсальность применения, удобство эксплуатации, снижение стоимости, и ускорение процесса изготовления-сборки, естественно при сохранении прочностных и точностных характеристик.

Приборы астроориентации состоят из следующих основных узлов: бленды для подавления паразитных засветок, объектив для формирования изображения и электронной части для обработки получаемой видеoinформации и формирования выходной информации. В настоящее время наблюдается несколько вариантов конструктивного исполнения, в целом сводящихся к моноблочной конструкции (прибор представляет собой единое целое), или раздельному варианту (существует некая часть, как правило, электроника, которая устанавливается отдельно).

Для начала рассмотрим бленду, как узел, не сильно зависящий от компоновки прибора. Основная задача бленды подавлять излучение, исходящее от Солнца, элементов конструкции и других ярких источников. Ее конструкция должна быть устойчива к механическим воздействиям, при этом стабильность геометрии в пространстве не является критичным фактором. Таким образом, получается, что достаточно сохранить целостность конструкции. Бленда является выступающим элементом и, следовательно, закреплена консольно, что предполагает минимизацию ее массы с целью избегания резонансов на низких частотах.

Мальков Юрий Юрьевич – начальник отдела, malkov_yu@mail.ru

Князев Владимир Олегович – заместитель начальника отдела, 1102@geocos.ru

В свое время с этой задачей хорошо справились алюминиевые сплавы Д16, Д16Т, АМг3, АМг6 и т.п. Однако на сегодняшний день существуют технологии, дающие возможность изготовить корпуса бленд из композиционных материалов, что позволит значительно сократить массу корпуса бленды. Существует одно условие – корпус должен состоять из простых форм (например, цилиндр, желательно без ступеней). При этом значительно удешевляется и ускоряется процесс изготовления. Статистика: для изготовления тонкостенного корпуса из алюминиевого сплава из заготовки удаляется 94% материала, это занимает минимум 52 ч или 6,5 смен при использовании станка с ЧПУ, а на изготовление такого же корпуса из композиционного материала затрачивается столько материала, сколько необходимо без стружки и остатка, и сам процесс занимает около 20 ч. Недостатки композиционного материала: отсутствие возможности создать сложную форму и сохранить точные поверхности (низкая стабильность во времени). Также следует обратить внимание на закрепление корпуса бленды, так как в нем нельзя нарезать резьбу (впрочем, обычное болтовое соединение решает проблему).

В АО «НПП «Геофизика-Космос» проведена проработка возможности замены корпуса бленды из алюминиевого сплава на корпус из композиционного материала. С целью экспериментального подтверждения обеспечения характеристик в условиях работы приборов астроориентации (вакуум, температура от минус 30°C до плюс 45°C, воздействие широкополосной случайной вибрации, удар 300 g и др.) был изготовлен образец бленды прибора 362К. Все механические и климатические испытания были пройдены с положительным результатом. Качество подавления засветки ожидаемо не ухудшилось, так как в бленду были установлены штатные диафрагмы.

Не будем забывать и о тепловом потоке, создаваемом Солнцем при засветке. Проходя через бленду, тепло передается на корпус прибора, что может негативно сказаться на точностных характеристиках. Для снижения влияния Солнца требуется оставлять незакрытой экранно-вакуумной теплоизоляцией часть бленды и вводить тепловую изоляцию между блендой и прибором. Для корпуса из композиционного материала такая проблема практически отсутствует ввиду крайне низкой теплопроводности композиционных материалов. Однако появляется значительный локальный перегрев бленды, который может привести к незначительной деформации корпуса, но так как было сказано ранее, что изменение геометрии практически не влияет на качество бленды, то этот фактор вполне допустим. Оговоримся, что композиционных материалов, также как и металлов, большое многообразие, и среди них необходимо выбирать подходящие по характеристикам.

Объектив. Основные материалы, рассматриваемые для изготовления корпуса объектива — это алюминиевые и титановые сплавы. И те и другие, как показывает практика, применимы даже в точных оптических приборах. Конечно, титановые сплавы подходят лучше, так как имеют коэффициент линейного температурного расширения (КЛТР) близкий к материалу линз, однако титановые сплавы на 40% тяжелее, а их теплопроводность в 10 раз хуже, что говорит о невозможности использования титановых сплавов в легких системах и системах, в которых объектив задействуется как теплопроводный узел. В случае использования алюминиевого сплава оптическая система получается более нестабильной по геометрии, и для достижения высоких точностей необходима поправка

по внешним измерениям (например калибровка совместно с целевой аппаратурой или другими приборами) или наличие встроенного эталона. При средних точностях допустимо использование корпуса объектива из алюминиевого сплава, предпочтительно с применением температурных поправок, определяемых экспериментально для каждого прибора. Впрочем, температурная калибровка будет не лишней даже для точных приборов.

Оправы под линзы или иные элементы, используемые для фиксации линз внутри корпуса объектива, лучше всего выполнять из того же материала, что и сам корпус для компенсации КЛТР. Однако в случае, если система, где установлен прибор, термостатирована на определенных температурах, например, плюсовых, то можно комбинировать титановый и алюминиевый сплавы, однако при этом необходимо учитывать разность температур сборки и работы прибора и закладывать расчетные значения расширений деталей в зазоры между ними. Так, например, при работе изделия при температуре $+50^{\circ}\text{C}$, разность с температурой сборки $+20^{\circ}\text{C}$, составит 30°C , зная, как при этом увеличится диаметр оправ и корпуса, можно рассчитать необходимый зазор и делать оправы для линз из титанового сплава, а корпус из алюминиевого. Наоборот нельзя, так как алюминий расширяется намного быстрее титана. Обратное возможно при работе в отрицательных температурах.

Технология изготовления корпусов объективов, как одних из самых сложных деталей в оптических приборах, очень длинная и предполагает наличие различных переустановок, термоциклов после обработок базовых или других поверхностей, многие из которых не влияют на точность, а служат в виде вспомогательных (крепление плат, жгутов, проточки, выточки под разные узлы и т.д.). Соответственно увеличивается время изготовления и стоимость не только детали, но и прибора в целом. Внедрение аддитивных технологий, иными словами изготовление деталей из металла на 3-D принтере, позволит во многом сократить сложные технологические процессы и сделать их более автоматизированными, что значительно уменьшит время изготовления и стоимость деталей и приборов. Конечно, в аддитивных технологиях существуют и недостатки, проявляющиеся в недостаточной точности поверхности (классе качества поверхности). То есть, применяя аддитивные технологии, мы можем получить заготовку детали, которую потом будет необходимо «довести» до требуемых точностей. Также применение аддитивных технологий позволяет сделать практически любую форму поверхности детали, и при этом не надо беспокоиться о труднодоступных инструменту местах. Другой недостаток, который пока мало изучен – это прочность изготавливаемых деталей, так как при соединении слоев происходит их сварка, то есть расплавление металла и, следовательно, неизбежно возникновение пустот, которые могут приводить к образованию микротрещин. Из информации о материалах, применяемых в изготовлении деталей аддитивными технологиями (а в изначальном виде это все порошки), можно сделать вывод, что в целом деталь, полученная путем механических операций, будет прочнее, чем деталь, изготовленная с помощью аддитивных технологий. Так как существует возможность неправильной оценки прочностных свойств деталей, полученных с помощью аддитивных технологий, рекомендуется подтверждать их прочность экспериментальным путем.

Отметим, что применение композиционных материалов в качестве материала оправ или корпуса объектива на сегодняшний день не рассматривается, так как путем обработки пока не удается получить требуемую чистоту и точность поверхностей ввиду неоднородности материала.

Крепление линз внутри объектива. Рассмотрим две распространенные конструкции: установка линзы в специальную оправу, которая потом растачивается, и поочередное поджатие линз гайками с учетом необходимых воздушных промежутков. Последний метод используется в основном в фотообъективах, так что подробнее остановимся на первом методе. Установка линз в оправы предполагает классический метод из литературы прошлого века – завальцовка. Завальцовка – это придание тонкой цилиндрической части оправы конической формы за счет деформации материала, при этом возникает пластическая деформация и, соответственно, напряжения внутри металла. Такой метод можно использовать для лабораторного оборудования, которое работает в нормальных климатических условиях, однако когда речь идет о приборах астроориентации (работающих в вакууме в широком температурном диапазоне, требования к точности которых постоянно растут, при том, что внешняя/внутренняя калибровка, как правило, отсутствует) такой метод крепления, как единственный, недопустим. Коротко: напряжения в завальцовке, даже после термоциклической обработки остаются и стремятся выправить конус в кольцо, в случае, если материалы близки по КТЛР, то речь идет только о том, насколько неравномерно распределены напряжения и как в следующий момент сдвинется линза (это конечно микроны, но достаточно, чтобы влиять на точность измерений), а когда идет связка материалов с разными КТЛР, например, алюминиевый сплав и стекло, то тут будут возникать силы со стороны деталей, дополнительно стремящиеся разогнуть завальцовку. И в том и в другом случае на точность влияет положение линзы в оправе, так как между ними существует достаточный зазор, чтобы не создать дополнительных напряжений на стекло, а при уменьшении давления со стороны завальцовки линза получит возможность свободно двигаться внутри оправы. Как оказалось, заполнение зазора пластичным клеем значительно улучшает стабильность положения линзы внутри оправы. При этом завальцовку допустимо оставить как резервный вариант на случай, если клей не выдержит условий работы прибора.

Электронная часть состоит из электрорадиоизделий (ЭРИ), установленных на печатные платы, которые в свою очередь крепятся к корпусу прибора или отдельного электронного блока. Первое с чем сталкивается конструктор при компоновке плат с элементами (помимо обязательных к выполнению, требований схемотехников) – влияние радиации и отвод тепла.

Для защиты от радиации используются металлы, так как они имеют достаточную плотность, чтобы в нужной мере задерживать потоки частиц. Чтобы было понимание: важен не сам материал, а его удельная плотность, которая и способствует повышению защиты, то есть можно использовать для защиты медную стенку толщиной 1 мм или эквивалентную ей по удельной плотности толщину алюминия. Для сохранения массы прибора, а воздействие радиации влияет на эту величину очень значительно, понимая, что прибор с одной из полусфер будет защищен космическим аппаратом, вперед выносятся платы и микросхемы наиболее стойкие к воздействию радиации. Также существует хитрость, состоящая

в том, чтобы «прятать» ЭРИ нестойкие за стойкие, тем самым уменьшая общую массу защиты, задействуя используемые элементы. Массы защиты может быть разной, но в любом случае она будет значительной (сотни граммов), что для малогабаритных приборов очень критично. Именно масса защиты в большей степени не дает возможность сделать прорыв к уменьшению массы приборов на отечественной элементной базе.

Рассмотрим различные варианты защиты от радиации: локальная, когда делается упор на индивидуальную защиту каждого ЭРИ или группы ЭРИ, расположенных рядом; общая, когда группа плат с элементами защищена общим корпусом, толщина которого удовлетворяет требованиям по защите для всех ЭРИ; комбинированная – это использование локальной и общей защиты одновременно, когда общая защита задействуется для снижения большей части ЭРИ, а локальная для самых критичных. В основном используется комбинированный метод, ввиду того, что общая защита применяется практически всегда, так как на платах с элементами много ЭРИ, и при ее отсутствии даже стойкие ЭРИ могут получить значительную дозу, будучи открытыми. Общая защита оптимальна для применения, когда приходится делать прочный корпус для удержания больших весов, в таком случае нет необходимости делать тонкую медную стенку толщиной в 1 мм, а можно сделать эквивалентную ей по удельной плотности алюминиевую стенку, которая будет уже толщиной 3 мм, что значительно повысит прочность конструкции при сохранении уровня защиты. Еще один плюс использования общей защиты – вариантность. Допустим, при работе на высокоэллиптической или на круговых орбитах необходима мощная защита, которая предполагает наличие как общей, так и локальной, но при этом для другого заказчика прибор работает на геостационарной орбите и достаточно только общей защиты, это может снизить лишнюю массу, наличие которой уже не нужно.

Комбинировать защиту нужно так, чтобы не перегружать плату, но при этом не вносить лишнюю массу в общую защиту, которая будет излишне защищать другие ЭРИ. Последовательность может быть следующая: сначала определяем критичные к воздействию радиации ЭРИ (если таких больше половины, то в данном случае лучше использовать только общую защиту, а для эффективности использования нагружать ее другими узлами); далее рассчитываем защиту так, чтобы не менее 50% ЭРИ находились в зоне радиационного запаса; после этого определяем массу локальной защиты и проводим прочностной расчет (если расчет удовлетворят, то проверяем возможность установки защитных экранов на плату); если расчет не проходит, то рассматриваем возможность местного утолщения общей защиты, после чего проводим проверочный механический расчет, или можно рассмотреть дополнительное упрочнение платы и также провести механический расчет.

Что касается отвода тепла, то установка локальной защиты в виде защитных экранов может быть использована как радиатор отвода тепла от микросхемы, если связать его с достаточной площадью контакта с корпусным элементом. Далее отметим, что отведение тепла с платы должно закладываться на этапе ее проектировании, а не после. ЭРИ с большим энергопотреблением лучше располагать ближе к местам, через которые планируется отвод тепла, это могут быть крепежные элементы или радиаторы. При работе в вакууме большая часть от-

вода тепла приходится на кондукцию (передача тепла за счет теплопроводных свойств материалов), исходя из этого материалы лучше подбирать наиболее теплопроводные (такие как медь, алюминий, латунь и др.), конечно, не в ущерб прочности конструкции. Титан и известные отечественные композиционные материалы тут не подходят. Далее следует обратить внимание на структуру платы: есть ли в ней внутренние неразрывные полигоны, какова их площадь заливки, их суммарная толщина. Напомним, что основным критерием отвода тепла является температура ЭРИ, которая должна находиться в пределах, заданных в их документации, поэтому все мероприятия по отводу тепла должны проводиться до входа в рабочий диапазон всех ЭРИ.

В случае, если не удастся на каком-либо ЭРИ добиться требуемой температуры вышеизложенными методами, можно применить термоэлектрическую батарею (ТЭМО) или элемент Пельтье. Однако при этом возрастет потребление прибора и возможно изменится схемотехника плат, так как подобного рода ЭРИ требуют подачи отдельного питания, что может привести как к увеличению габаритов прибора, так и к усложнению отвода тепла от других ЭРИ. Исходя из этого введение ТЭМО в схему необходимо продумывать на начальном этапе проектирования, выделяя микросхемы, работа которых очень сильно зависит от температуры

В завершение хочется добавить, что задача снижения массы не может быть актуальнее повышения прочности и надежности прибора, поэтому все рекомендации и мероприятия при нахождении компромиссов надо применять, пренебрегая, в первую очередь, именно массой.

NEW MATERIALS AND TECHNOLOGIES FOR A STAR TRACKERS MECHANICAL DESIGN. CHALLENGES AND APPROACHES

Yu.Yu. Mal'kov, V.O. Knyazev

Joint Stock Company Scientific & Production Enterprise «Geofizika-Cosmos»

The paper describes typical problems of mechanical design process of star trackers and the proposed compromise methods of overcoming them. The advantages and disadvantages of the selected solutions are analyzed in focus of instruments space environmental conditions. Features of applying polymeric composite carbon materials, and also additive technologies are considered. Some advices to simplify design process, production and assembly of perspective star trackers at the expense of constructive measures, new materials and technologies are also presented.

Keywords: star tracker, mechanical design, space environmental conditions, durability, radiation tolerance, additive process, composite carbon materials.

Mal'kov Yuriy Yurievich – head of department, *malkov_yy@mail.ru*

Knyazev Vladimir Olegovich – deputy head of department, *1102@geocos.ru*

СРАВНЕНИЕ ЭФФЕКТОВ СТРУКТУРНЫХ ПОВРЕЖДЕНИЙ В КМОП И ПЗС МАТРИЦАХ, ПРИМЕНЯЕМЫХ В ЗВЕЗДНЫХ ДАТЧИКАХ, НА ПРИМЕРЕ CMV4000 И ФППЗ «ЛЕВ-4»

Е.В. Белинская¹, А.А. Кобелева¹, П.С. Сметанин¹, Я.Д. Эльяшев¹, М.Е. Черняк²

¹ Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН)

² Акционерное общество «Экспериментальное научно-производственное объединение СПЕЦИАЛИЗИРОВАННЫЕ ЭЛЕКТРОННЫЕ СИСТЕМЫ»

Работа посвящена исследованию и сравнению стойкости КМОП и ПЗС матриц на примере CMV4000 и ФППЗ «Лев-4», применяемых в звездных датчиках, к воздействию отдельных частиц по эффектам структурных повреждений. Описываются эффекты, наблюдаемые при воздействии потока нейтронов с флюенсом $5 \cdot 10^{10}$ нейтрон/см², который соответствует дозе структурных повреждений 1,55 рад. Для каждой матрицы приводятся зависимости среднего значения темного сигнала и среднеквадратичное отклонение темного сигнала по кадру от времени экспозиции до и после воздействия нейтронов; гистограммы распределения яркости пикселей до и после облучения для двух значений времени экспонирования; количество ошибочно локализованных объектов в обеих матрицах при заданных порогах локализации. Наглядно представлено изменение яркости RTS-пикселя от кадра к кадру. Рассмотрен эффект снижения эффективности переноса заряда в ПЗС-матрице. Рассмотрено влияние «отжига» при комнатной температуре на фотометрические характеристики матриц. Описан алгоритм выделения звезд на фоне шума матрицы. Проведено исследование зависимости фотометрических параметров матриц от температуры кристалла. Предложены меры по снижению влияния структурных повреждений на фотометрические характеристики матриц.

Ключевые слова: КМОП, ПЗС, испытания, стойкость, нейтроны, эффекты структурных повреждений, ионизирующее излучение космического пространства.

ВВЕДЕНИЕ

Основой приборов звездной ориентации является фоточувствительная матрица. Современные приборы звездной ориентации серии БОКЗ разработки ИКИ РАН, обладающие длительной летной эксплуатацией, основаны на отечественных ПЗС-матрицах типа «Лев» и «Сфера» фирмы ЗАО «Элар». Эти ПЗС-матрицы разработаны специально для применения в приборах БОКЗ и имеют металлокерамические корпуса с встроенным модулем охлаждения. В перспективных приборах БОКЗ используются промышленные быстродействующие, малошумящие КМОП-матрицы CMV4000, в которых реализована первичная оцифровка и обработка сигнала, но нет встроенного модуля охлаждения.

Оба типа фотоприемных устройств являются чувствительными к воздействию ионизирующих излучений космического пространства (ИИ КП) по эффектам структурных повреждений.

Белинская Евгения Валерьевна – младший научный сотрудник, *evbelinskaya@yandex.ru*

Кобелева Алена Алексеевна – инженер, *akobeleva.ikiran@gmail.com*

Сметанин Петр Станиславович – младший научный сотрудник, *guldthen@gmail.com*

Эльяшев Яков Дмитриевич – младший научный сотрудник, *eluashev-jak@yandex.ru*

Черняк Максим Евгеньевич – младший научный сотрудник, *mecher@spels.ru*

Эффекты структурных повреждений обусловлены образованием повреждений в структуре кремния при попадании отдельных ядерных частиц (ОЯЧ), таких как протоны естественных радиационных поясов Земли (ЕРПЗ) и солнечных космических лучей (СКЛ) и тяжелые заряженные частицы (ТЗЧ) СКЛ и галактических космических лучей (ГКЛ) (Чумаков, 2004).

Требования по стойкости к воздействию ОЯЧ по эффектам структурных повреждений, как правило, задаются в виде зависимости эквивалентного флюенса протонов с энергией 10 МэВ от массовой толщины защиты. В соответствии с ОСТ 134-1034 эффекты структурных повреждений от воздействия ИИ КП моделируются потоком нейтронов или протонов.

ИКИ РАН совместно с АО «ЭНПО «СПЭЛС» были проведены испытания CMV4000 и ФППЗ «Лев-4» на стойкость к воздействию ОЯЧ по эффектам структурных повреждений.

Испытания обоих образцов проводились на моделирующей установке № 40 (ФГУП НИИП) до уровня флюенса $5 \cdot 10^{10}$ нейтрон/см², который соответствует:

- дозе структурных повреждений – 1,55 рад;
- эквивалентному флюенсу протонов с энергией 10 МэВ – $2,5 \cdot 10^9$ протон/см²;
- структурным повреждениям, полученным ФППЗ в составе БОКЗ-М60 за 10 лет на круговой орбите 800 км.

Поток нейтронов воздействует на кристаллическую решетку кремния, что может вызвать образование первичных выбитых атомов, структурные повреждения и появление в запрещенной зоне новых энергетических уровней. Это приводит к деградации фотометрических параметров и проявляется в виде:

- увеличения среднего значения темнового сигнала;
- увеличения неравномерности темнового сигнала (рост среднеквадратического отклонения темнового сигнала);
- образования пикселей с очень большим значением темнового тока («горячих» пикселей);
- уменьшения эффективности переноса заряда в ПЗС-матрицах;
- появления нестабильности темнового тока отдельных пикселей (RTS-пиксели) (Тарараксин, Яненко, 2010).

В звездных датчиках деградация фотометрических характеристик фоточувствительных устройств может приводить к ошибкам определения ориентации. «Горячие» и RTS-пиксели могут быть ошибочно распознаны как звезды и приводить к ошибкам в работе приборов и потере точности.

УВЕЛИЧЕНИЕ СРЕДНЕГО ЗНАЧЕНИЯ ТЕМНОВОГО СИГНАЛА

Структурные повреждения от воздействия потока нейтронов приводят к увеличению среднего значения темнового сигнала при больших временах экспозиции как в КМОП, так и в ПЗС матрицах.

На рис. 1 приведена зависимость среднего значения темнового сигнала в относительных единицах (отношение измеренного значения в единицах младшего разряда АЦП к предельному значению) от времени экспозиции до и после облучения CMV4000 потоком нейтронов.

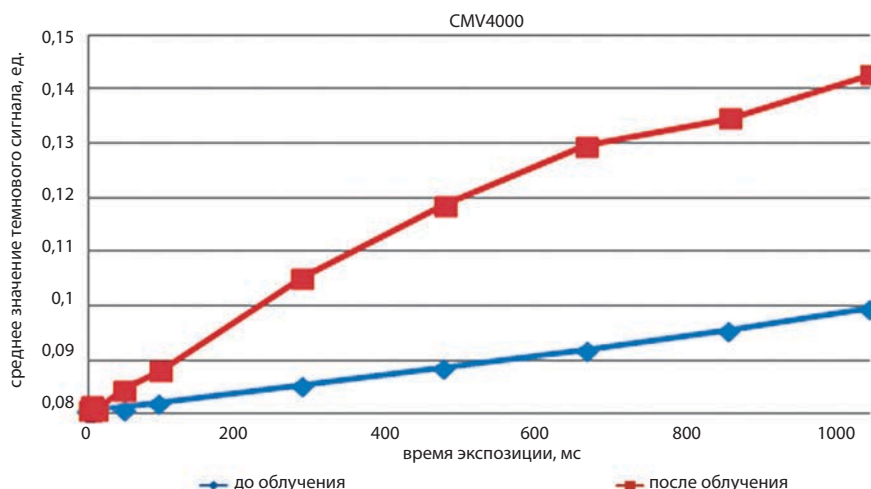


Рис. 1. Зависимость среднего значения темнового сигнала от времени экспозиции для CMV4000

Измерения среднего значения темнового сигнала для CMV4000 проводились по полному кадру при комнатной температуре окружающей среды и температуре кристалла близкой к комнатной.

На рис. 2 так же приведена зависимость среднего значения темнового сигнала в относительных единицах от времени экспозиции до и после облучения потоком нейтронов ФППЗ «Лев-4».

Измерения среднего значения темнового сигнала для ФППЗ «Лев-4» проводились по полному кадру при комнатной температуре окружающей среды, температуре кристалла минус 18°C и разрядности АЦП – 8 бит.

Фотометрические характеристики матриц изначально отличаются, ввиду различий в технологии, количестве и размере пикселей, глубине потенциальной ямы и т.д. Кроме того, отличаются режимы работы в зависимости от конкретного прибора. Поэтому оценка роста среднего значения темнового сигнала является качественной, а не количественной.

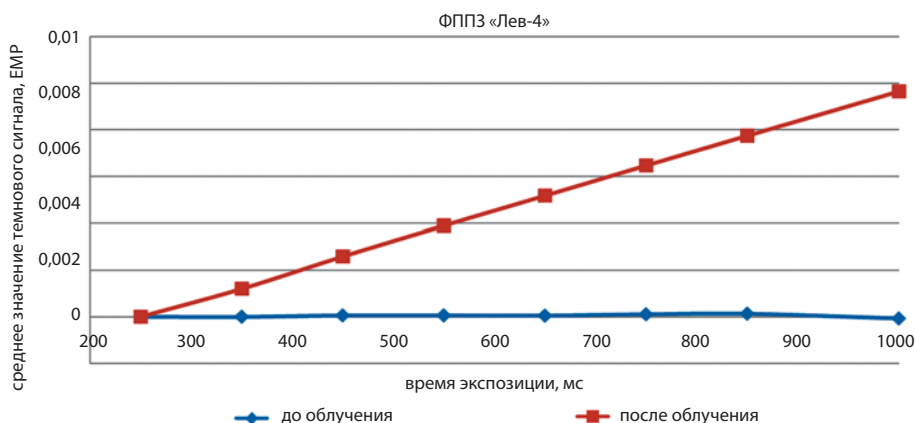


Рис. 2. Зависимость среднего значения темнового сигнала от времени экспозиции для ФППЗ «Лев-4»

Рост среднего значения темного сигнала в обоих случаях проявляется в виде увеличения угла наклона кривой (зависимости среднего значения темного сигнала от времени экспозиции) и связан с появлением большого количества «горячих» и RTS пикселей, яркость и количество которых зависит от времени экспозиции. Распределение яркостей пикселей на CMV4000 для времени экспозиции 100 мс и 1100 мс до и после облучения нейтронами приведено на рис. 3. Распределение яркостей пикселей на ФППЗ «Лев-4» за время экспозиции 250 мс и 1000 мс до и после облучения нейтронами приведено на рис. 4.

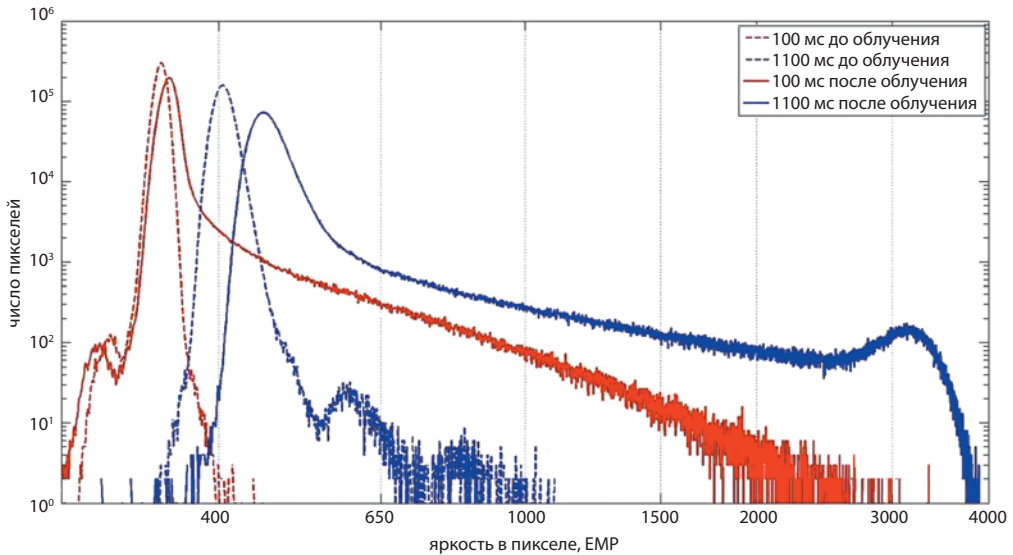


Рис. 3. Гистограмма распределения яркостей пикселей на ФППЗ «Лев-4» до и после облучения нейтронами

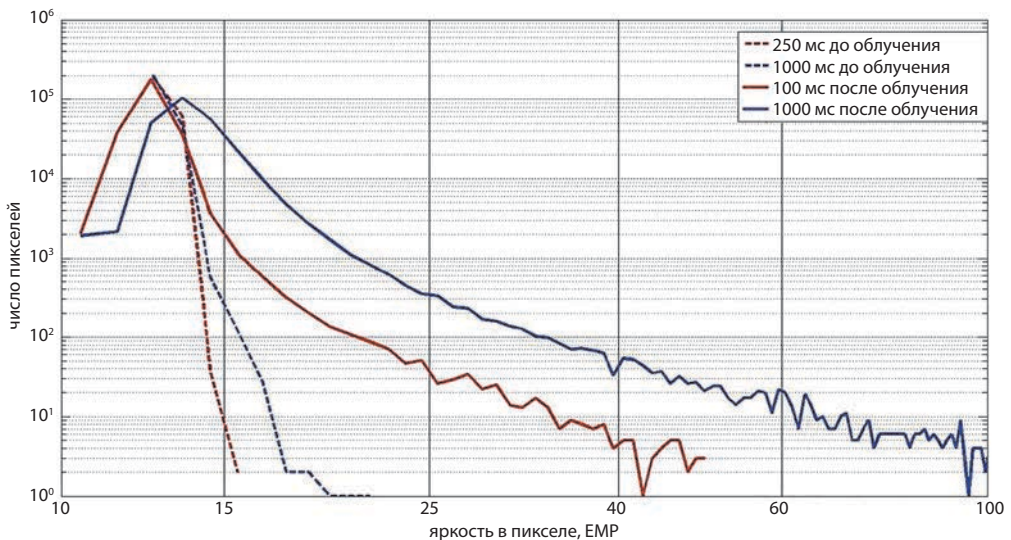


Рис. 4. Гистограмма распределения яркостей пикселей на ФППЗ «Лев 4» до и после облучения нейтронами

УВЕЛИЧЕНИЕ НЕРАВНОМЕРНОСТИ ТЕМНОВОГО СИГНАЛА

Кроме возрастания среднего значения темнового сигнала в обоих типах фоточувствительных устройств возрастает среднеквадратичное отклонение темнового сигнала по кадру (СКО).

В табл. 1 приведены СКО темнового сигнала нормированные на предельные значения чувствительности до и после облучения нейтронами, а также после отжига в течение 16 месяцев для двух типов фоточувствительных устройств.

Таблица 1. СКО темнового сигнала

матрица	до облучения, ед.	после облучения, ед.	после отжига, ед.
CMV4000	0,0015	0,022	0,018
ФППЗ «Лев-4»	0,0016	0,007	0,005

Измерения СКО для CMV4000 проводились по полному кадру при комнатной температуре окружающей среды, температуре кристалла близкой к комнатной, времени экспозиции 100 мс.

Измерения СКО для ФППЗ «Лев-4» проводились по полному кадру при комнатной температуре окружающей среды, температуре кристалла минус 18°C, времени экспозиции 250 мс.

Из табл. 1 видно, что при облучении существенно возрастает СКО: в CMV4000 в 14,7 раз, а в ФППЗ «Лев-4» в 4,4 раза. Разница обусловлена тем, что в ФППЗ «Лев-4» имеется встроенное охлаждение в отличие от CMV4000. При этом длительный отжиг при комнатной температуре хоть и снижает уровень шума, но не позволяет вернуться к нормальным значениям фотометрических параметров.

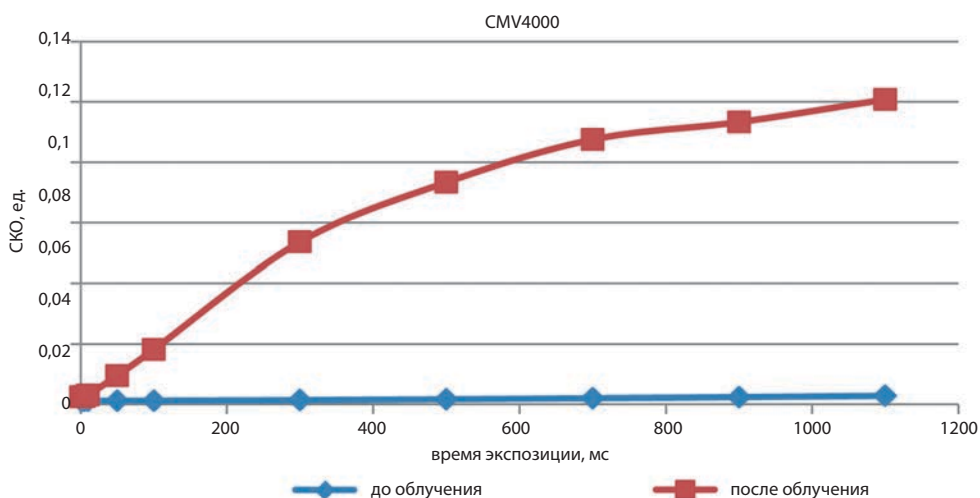


Рис. 5. Зависимость СКО от времени экспозиции для CMV4000 до и после облучения

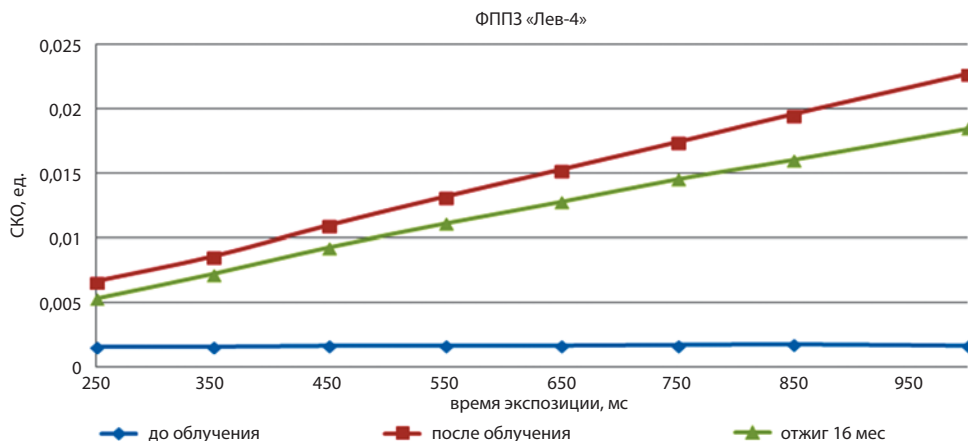


Рис. 6. Зависимость СКО от времени экспозиции для ФППЗ «Лев-4»

Как и для среднего значения темного сигнала по кадру, после облучения наблюдается зависимость СКО от времени экспозиции. На рис. 5 и 6 представлены графики этой зависимости для CMV4000 и ФППЗ «Лев-4», соответственно.

«ГОРЯЧИЕ» И RTS-ПИКСЕЛИ

Нейтроны, сталкиваясь с атомами кремния, вытесняют их из узлов кристаллической решетки. В результате образуется большое количество дефектов по Шоттки (вакансия в кристаллической решетке) и по Френкелю (точечный дефект кристалла, представляющий собой пару, состоящую из вакансии и междоузельного атома, которые перемещаются внутри решетки за счет тепловой энергии), большинство из которых рекомбинируют. Оставшиеся дефекты мигрируют в решетке и образуют стабильные дефекты, такие как комплекс вакансия-фосфор (E-центр), вакансионно-кислородный комплекс (A-центр), дивакансии и т.д. Эти дефекты ухудшают характеристики матриц, увеличивая неравномерность темнового тока, ввиду появления отдельных пикселей с очень высокими темновыми токами («горячих» пикселей) и пикселей со случайным телеграфным темновым сигналом (RTS-пикселей) (Marshall, Marshall, 2003).

На рис. 7 представлены значения темного сигнала в отдельных пикселях CMV4000 после облучения потоком нейтронов для пятнадцати последовательных кадров, полученных при комнатной температуре за время экспозиции 100 мс. Показаны изменения темного сигнала четырех пикселей: двух пикселей со случайным телеграфным сигналом, одного «горячего» и одного нормального пикселя.

На рис. 8 представлены значения темного сигнала в отдельных пикселях ФППЗ «Лев-4» после облучения потоком нейтронов для десяти последовательных кадров, полученных при комнатной температуре окружающей среды, температуре кристалла, равной минус 18°C и разрядности АЦП 8 бит. Показаны изменения темного сигнала четырех пикселей: двух пикселей со случайным телеграфным сигналом, одного «горячего» и одного нормального пикселя.

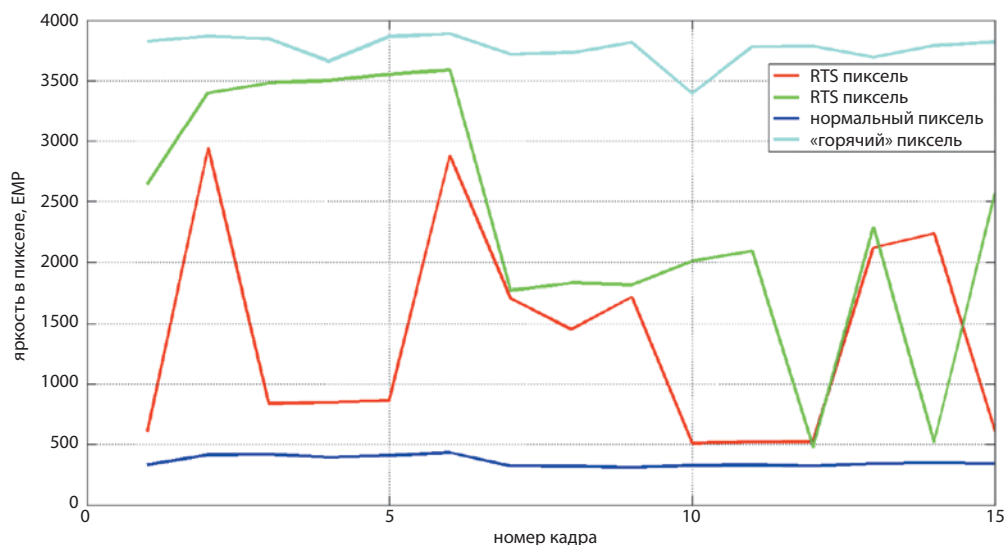


Рис. 7. Зависимость темнового сигнала в пикселе CMV4000 от номера кадра

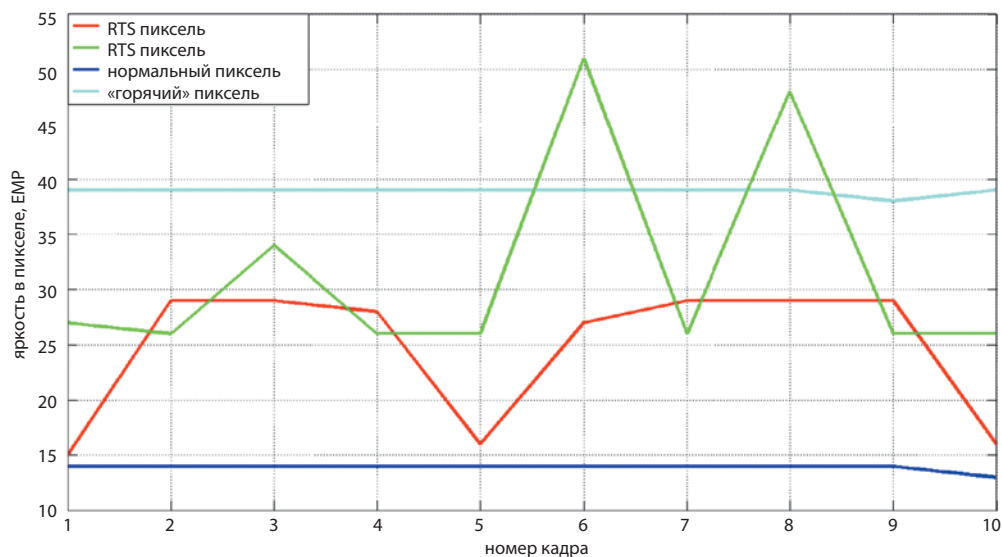


Рис. 8. Зависимость темнового сигнала в пикселе ФППЗ «Лев-4» от номера кадра

Под RTS-пикселем понимается пиксель, в котором имеется два (и более) уровня темнового тока, которые могут изменяться от кадра к кадру.

УМЕНЬШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПЕРЕНОСА ЗАРЯДА

В ПЗС-матрицах, кроме вышеописанных эффектов, из-за структурных повреждений может уменьшаться эффективность переноса заряда.

На средних частотах эффективность переноса заряда определяется процессом захвата «сигнальных» электронов на поверхностные ловушки, которые образуются в результате воздействия ИИ КП. Когда «сигнальный» заряд входит в контакт с пустыми поверхностными ловушками, все они практически мгновенно заполняются электронами. После того как этот сигнальный пакет уходит под соседний затвор, захваченные электроны начинают генерироваться с ловушек в зону проводимости. Электроны, захваченные на сравнительно мелкие ловушки, освобождаются достаточно быстро и успевают догнать «свой» сигнальный пакет, в то время как электроны с более глубоких ловушек поступают уже в «чужой» пакет, следующий за первым.

На кадре это выглядит как столбец с повышенным уровнем темного сигнала (см. рис. 9).

Влияние поверхностных ловушек на эффективность переноса можно существенно уменьшить, постоянно пропуская через ПЗС-регистр некоторое количество опорного заряда. При этом поверхностные ловушки оказываются постоянно заполненными электронами, что значительно снижает степень их взаимодействия с сигнальным зарядом. Характерная величина заряда на практике составляет 10–25% полной емкости потенциальной ямы. Главный недостаток такого способа увеличения эффективности переноса заключается в соответствующем уменьшении динамического диапазона прибора.

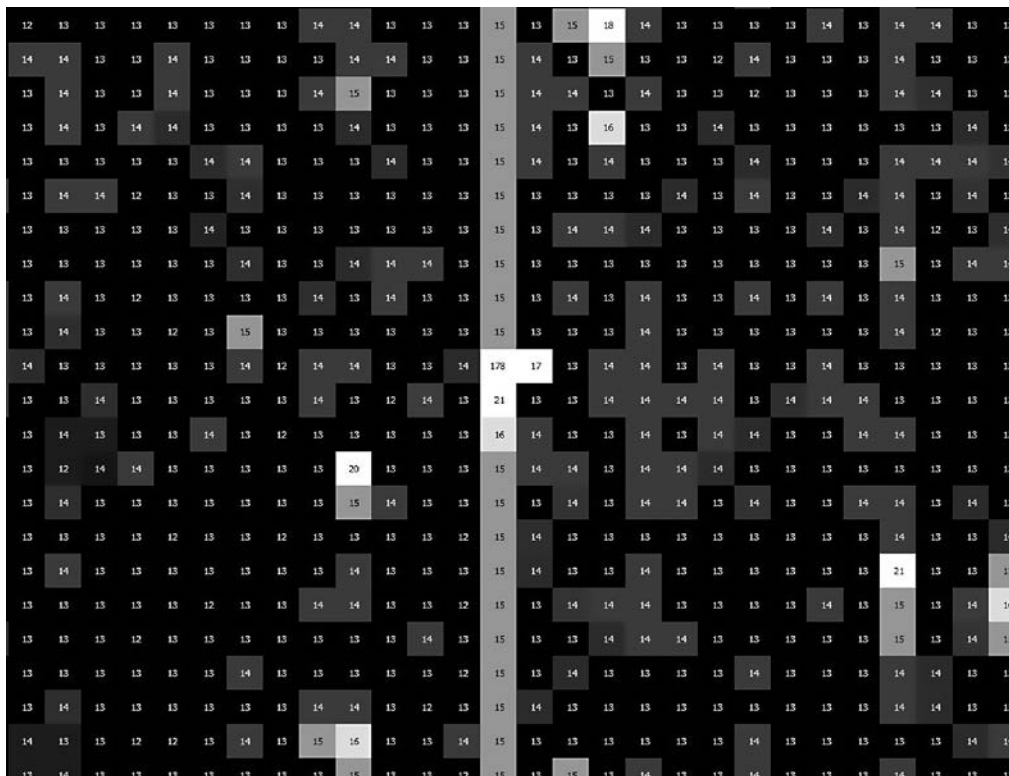


Рис. 9. Столбец с пониженной эффективностью переноса и «горячим» пикселем

ПОРОГ ЛОКАЛИЗАЦИИ И КОЛИЧЕСТВО ДЕФЕКТНЫХ ОБЪЕКТОВ

Штатные алгоритмы приборов звездной ориентации используют пороговую локализацию для выделения звезд на фоне шума. Порог (пороговое значение темнового сигнала в пикселе, при котором происходит локализация объекта) в них рассчитывается исходя из предположения о нормальном распределении шума.

При повышении порога ухудшается точность определения ориентации. При значительном повышении порога ориентация не может быть получена из-за недостатка числа локализованных звезд.

При понижении порога появляется множество пикселей, не относящихся к звезде, которые создают шум. Это приводит к ложному определению ориентации. При значительном понижении порога число ложных локализованных объектов превышает максимально допустимое значение, и ориентация не может быть определена.

Таким образом, порог необходимо выбирать так, чтобы минимизировать число шумовых пикселей; но при этом оставлять как можно больше полезной информации о звезде.

При нормальном распределении шума порог в три СКО хорошо удовлетворяет вышеуказанным условиям, однако в облученной матрице при любом значении порога остаются поврежденные пиксели, в том числе соединяющиеся в кластеры по два и более пикселя.

В приборах БОКЗ-М и БОКЗ-М60 в качестве фотоприемного устройства используется ПЗС-матрица. Для ее проверки реализована функция тестирования матрицы на наличие дефектных пикселей.

Тестирование матрицы проводится по полному темновому кадру разрядностью 8 бит. В табл. 2–4 приведены результаты работы функции тестирования матрицы для кадров с временами экспозиции 250 мс, 450 мс и 1000 мс, соответственно, а также количество дефектных объектов на полном темновом кадре для заданных порогов до, после облучения и после отжига матрицы.

Таблица 2. Результат работы теста дефектов для облученной матрицы за время экспозиции 250 мс

		до облучения				после облучения				после отжига 16 месяцев			
		2	3	4	5	2	3	4	5	2	3	4	5
кол-во дефектных объектов	1-пиксельных	3	1	1	1	4719	3043	2170	1682	2585	1656	1208	954
	2-пиксельных	0	0	0	0	910	317	145	65	406	157	66	30
	3-пиксельных	0	0	0	0	132	34	8	2	29	13	3	0
	4- и более пиксельных	0	0	0	0	34	1	0	0	6	0	0	0

Таблица 3. Результат работы теста дефектов для облученной матрицы за время экспозиции 450 мс

		до облучения				после облучения				после отжига 16 месяцев			
		2	3	4	5	2	3	4	5	2	3	4	5
порог, ЕМР		2	3	4	5	2	3	4	5	2	3	4	5
кол-во дефектных объектов	1-пиксельных	19	5	3	2	7615	5492	4239	3428	5227	3624	2723	2164
	2-пиксельных	0	0	0	0	1685	811	432	258	1117	508	256	134
	3-пиксельных	0	0	0	0	345	120	51	23	180	44	23	9
	4- и более пиксельных	0	0	0	0	121	23	4	1	53	10	0	0

Таблица 4. Результат работы теста дефектов для облученной матрицы за время экспозиции 1000 мс

		до облучения				после облучения				после отжига 16 месяцев			
		2	3	4	5	2	3	4	5	2	3	4	5
порог, ЕМР		2	3	4	5	2	3	4	5	2	3	4	5
кол-во дефектных объектов	1-пиксельных	166	35	11	7	13173	11380	9553	8139	10607	8349	6722	5561
	2-пиксельных	1	0	0	0	3498	2418	1569	1110	2783	1599	964	573
	3-пиксельных	0	0	0	0	1311	693	355	185	799	324	134	79
	4- и более пиксельных	0	0	0	0	891	259	87	34	438	122	49	16

После облучения при заданных порогах наблюдается существенное увеличение количества локализованных дефектных объектов. Помимо одно- и двух-пиксельных объектов появляются четырех- и более пиксельные, которые могут быть ошибочно распознаны как изображения звезд. Из таблиц видно, что с ростом времени экспозиции увеличивается и количество дефектных пикселей. Для времени экспозиции 1000 мс при более чем двукратном увеличении порога, все еще остается большое количество дефектных пикселей, часть которых не будет отсеяна на этапе локализации. Кроме того, при таком количестве одиночных дефектных пикселей велика вероятность попадания дефекта на изображение звезды, что приведет к значительной ошибке при определении ориентации.

КМОП-матрицы CMV4000 используются в звездных датчиках нового поколения: БОКЗ-МР и МБОКЗ-2Р. Работа данных приборов осуществляется при времени экспозиции 100 мс и разрядности АЦП – 12 бит. При отсутствии модуля охлаждения после облучения наблюдается нагрев матрицы и рост шума во время работы. В табл. 5 приведено количество локализованных дефектных объектов за время экспозиции 100 мс до и после облучения (сразу после включения и спустя 30 минут работы).

Таблица 5. Число локализованных дефектных объектов в CMV4000 за время экспозиции 100 мс

		до облучения				после облучения сразу после включения				после облучения спустя 30 минут			
		32	48	64	80	32	48	64	80	32	48	64	80
кол-во дефектных объектов	1-пиксельных	1449	212	82	46	155449	123584	102104	86542	204094	177444	156805	139851
	2-пиксельных	2	0	0	0	12718	7805	5267	3768	22747	16786	12736	10088
	3-пиксельных	0	0	0	0	1508	727	388	223	3941	2432	1568	1069
	4- и более пиксельных	0	0	0	0	225	76	31	16	846	438	234	130

Количество наблюдаемых дефектов в CMV4000 существенно выше, чем в ФППЗ «Лев-4», так как CMV4000 не имеет охлаждения, а в ФППЗ «Лев-4» встроен термоэлектрический модуль охлаждения, позволяющий обеспечить температуру кристалла минус 18°C.

ОХЛАЖДЕНИЕ МАТРИЦ

Для снижения влияния структурных повреждений на точность работы прибора и повышения его радиационной стойкости, проведено исследование зависимости количества дефектов от температуры кристалла.

В табл. 6 приведено количество дефектных объектов на темновом кадре CMV4000 за время экспозиции 100 мс для заданных порогов и температур.

Таблица 6. Зависимость количества дефектов от порога и температуры

Т _{кристалла} , °С		10				0				-10			
порог, ЕМР		32	48	64	80	32	48	64	80	32	48	64	80
кол-во дефектных объектов	1-пиксельных	112448	81887	63335	49956	52257	28919	18074	11659	11945	3553	1597	847
	2-пиксельных	6351	3288	1957	1195	1272	389	149	75	94	8	2	1
	3-пиксельных	520	189	93	42	47	8	4	2	0	0	0	0
	4- и более пиксельных	43	14	4	1	2	0	0	0	0	0	0	0

При условии, что звезда определяется как 3-х и более пиксельный объект, снижение температуры кристалла CMV4000 до минус 10°C позволяет работать при пороге локализации 32 ЕМР. В случае, если звездой считается 4-х и более пиксельный объект, достаточно охлаждения до 0°C и увеличение порога локализации до 48 ЕМР.

Для ФППЗ «Лев-4» также было проведено исследование зависимости количества дефектных объектов на темновом кадре от температуры кристалла. В табл. 7 приведены результаты обработки темновых 8-битных кадров, полученных ФППЗ «Лев-4» после облучения пучком нейтронов при температуре минус 20°C, минус 30°C и минус 35°C. Для каждого кадра был вычислен порог как среднее значение темнового сигнала плюс N, умноженное на СКО, где N меняется от 2 до 5. После применения порога над кадрами производилась процедура локализации. Эта же операция была проведена при использовании фиксированного порога в 15 ЕМР.

Таблица 7. Зависимость количества дефектов от температуры кристалла ($T_{\text{кристалла}}$) ФППЗ «Лев-4»

$T_{\text{кристалла}}, ^\circ\text{C}$	-20					-30					-35				
N	2	3	4	5	–	2	3	4	5	0	2	3	4	5	–
порог	11,3	13,1	14,8	16,5	15	8,5	9,3	10,1	10,9	15	8,0	8,6	9,2	9,7	15
объекты в 4 пикселя	1	0	0	0	0	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0
объекты в 3 пикселя	4	0	0	0	0	3	1	0	0	0	1	1	0	0	0
объекты в 2 пикселя	92	28	16	9	16	46	17	8	8	1	9	9	4	4	0
объекты в 1 пиксель	1363	930	801	591	801	647	464	345	345	145	302	302	190	190	50

Видно, что при фиксированном пороге и снижении температуры до минус 30°C общее число дефектных объектов сокращается почти в 6 раз, а при дальнейшем охлаждении до минус 35°C – еще в 3 раза.

Прибор БОКЗ-М60 позволяет охладить ФППЗ «Лев-4» до температуры кристалла минус 30 – минус 35°C при комнатной температуре 25°C.

Охлаждение ФППЗ «Лев-4» способствует снижению погрешности измерений параметров ориентации при попадании дефекта на изображение звезды: чем меньше яркость дефекта, тем меньше величина искажения координат звезды. Таким образом, для увеличения помехозащищенности прибора в условиях радиационного воздействия целесообразно снизить температуру кристалла ФППЗ «Лев-4» до минус 30°C и выбрать в качестве порога среднее значение темнового сигнала плюс 4 СКО сигнала плюс 5 ЕМР.

ВЫВОДЫ

Как в КМОП, так и ПЗС матрицах, в результате воздействия ИИ КП возникают эффекты структурных повреждений, которые приводят к ухудшению фотометрических характеристик.

Эффекты структурных повреждений от ИИ КП при моделирующем воздействии потоком нейтронов с флюенсом $5 \cdot 10^{10}$ нейтрон/см² соответствуют десяти годам эксплуатации приборов звездной ориентации на круговой орбите 800 км.

В КМОП и ПЗС матрицах после облучения нейтронами наблюдается большое количество «горячих» и RTS-пикселей, которые приводят к росту среднего значения и СКО темного сигнала. При этом наблюдается сильная зависимость среднего значения и СКО темного сигнала от времени экспозиции.

В CMV4000 количество дефектных пикселей больше, чем в ФППЗ «Лев-4» за счет того, что формат CMV4000 – это 2048×2048 пикселей, в то время как формат ФППЗ «Лев-4» – 512×512. Кроме того, в отличие от ФППЗ «Лев-4», в CMV4000 отсутствует встроенный модуль охлаждения.

Отжиг при комнатной температуре в течение 16 месяцев является несущественным, из чего делается вывод о том, что при летной эксплуатации отжигом можно пренебречь.

Отличительной особенностью ПЗС-матрицы является эффект снижения эффективности переноса, приводящий к появлению столбцов с повышенным значением темного сигнала.

В качестве мер снижения влияния структурных эффектов предлагается:

- увеличение массовой толщины защиты;
- охлаждение CMV4000 внешними элементами Пельтье до температуры минус 10°C, а ФППЗ «Лев-4» встроенным модулем охлаждения до температуры минус 30 – минус 35°C;
- подбор порога локализации:
 - а) при условии, что звезда определяется как 3-х и более пиксельный объект, снижение температуры кристалла CMV4000 до минус 10°C позволяет работать при пороге локализации 32 ЕМР; в случае, если звездой считается 4-х и более пиксельный объект, достаточно охлаждения до 0°C и увеличение порога локализации до 48 ЕМР.
 - б) для ФППЗ «Лев-4» предлагается выбрать в качестве порога среднее значение темного сигнала плюс 4 СКО сигнала плюс 5 ЕМР.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Чумаков А.И. Действие космической радиации на интегральные схемы. М.: Радио и связь, 2004. 320 с.
- [2] Тарараксин А.С., Яненко А.В. Исследование радиационных эффектов в фоточувствительных приборах с зарядовой связью. // Радиационная стойкость электронных систем – СТОЙКОСТЬ – 2010. Июнь 2010.
- [3] Marshall C.J., Marshall P.W. CCD Radiation Effects and Test Issues for Satellite Designers. 2003.

COMPARISON OF THE STRUCTURAL DAMAGE EFFECTS IN CMOS AND CCD USED IN STAR TRACKERS, ON THE EXAMPLE OF CMV4000 AND CCD «LEV-4»

E.V. Belinskaya¹, A.A. Kobeleva¹, P.S. Smetanin¹, Ya.D. Elyashev¹, M.E. Chernyak²

¹ Space Research Institute of the Russian Academy of Sciences (IKI RAN)

² Joint Stock Company «Experimental Scientific and Production Association SPECIALIZED ELECTRON SYSTEMS»

The work is devoted to the study and comparison of the CMOS and CCD resistance to the impact of individual particles by the effects of structural damage on the example of CMV4000 and CCD “Lev-4” used in star trackers. The effects observed when exposed to the neutron flux with the fluence of $5 \cdot 10^{10}$ neutrons/cm², which corresponds to a dose of structural damage of 1.55 rad are discussed. For each sensor there are given the dependences of the mean value of the dark signal and the standard deviation of the dark signal over the frame on the exposure time before and after neutron exposure, as well as histograms of pixel brightness distribution before and after irradiation for the two values of the exposure time, and number of incorrectly localized objects in both sensors with given localization thresholds. The change in the brightness of the RTS-pixel from frame to frame is clearly presented. The effect of reducing the charge transfer efficiency in the CCD array and the influence of “annealing” at room temperature on the sensors photometric characteristics are considered. An algorithm for the selection of stars on the background noise of the array is described. The dependence of the sensors’ photometric parameters on the crystal temperature was studied. Measures to reduce the effect of structural damage on the sensors’ photometric parameter are proposed.

Keywords: CMOS, CCD, tests, resistance, neutrons, structural effects, ionizing radiation of outer space.

REFERENCES

- [1] *Chumakov A.I.* Deystvie kosmicheskoy radiatsii na intesral’nyye skemy (The effect of cosmic radiation on integrated circuits), Moscow, Radio I svyaz, 2004, 320 p.
- [2] *Tararaksin A.S., Yanenko A.V.* Issledovaniye radiatsionnykh effektov v fotochuvstvitel’nykh priborakh s zaryadovoy svyaz’yu (Investigation of radiation effects in charge-coupled photosensitive devices), Radiatsionnaya stoykost elektronnykh system – STOYKOST – 2010, June, 2010.
- [3] *Marshall C.J., Marshall P.W.* CCD Radiation Effects and Test Issues for Satellite Designers, 2003.

Belinskaya Eugeniya Valerievna – minor researcher, *evbelinskaya@yandex.ru*

Kobeleva Alena Alekseevna – engineer, *akobeleva.ikiran@gmail.com*

Smetanin Petr Stanislavovich – junior researcher, *guldthen@gmail.com*

Elyashev Iakov Dmitrievich – junior researcher, *eluashev-jak@yandex.ru*

Chernyak Maxim Evgenievich – junior researcher, *mecher@spels.ru*

МЕТОДИКА ВЕРИФИКАЦИИ ПРОГРАММНО-МАТЕМАТИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПРИБОРОВ ЗВЕЗДНОЙ ОРИЕНТАЦИИ

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

Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН)

Статья посвящена методике верификации программно-математического обеспечения (ПМО) приборов звездной ориентации. Для тестирования алгоритмической части ПМО создан программный комплекс с отдельной оболочкой, которая заменяет системную часть ПМО прибора. В процессе отладки программного обеспечения такой подход обеспечивает ряд преимуществ, в числе которых исключение прибора из цикла тестирования ПМО. В дальнейшем все испытания проходят с ПМО в составе изделия. Для отладки алгоритмической части ПМО предлагается использование кадров, полученных со звездных датчиков в процессе натуральных испытаний или создание модельных кадров с дополнительными условиями съемки. Благодаря переходу к моделированию кадров происходит ускорение отладки ПМО. Появляется возможность вариации условий съемки и параметров моделирования, в том числе изменяются: приборный шум, угловая скорость полета космического аппарата, параметры оптической системы. Важным этапом стало использование кадров, подверженных радиационному излучению, что затруднительно получить на стенде динамических испытаний или при натуральных съемках. В числе плюсов описываемой методики отмечается создание тестовой выборки для обеспечения идентичности сравнений испытаний, а также расчет ошибки определения координат объектов на модельных кадрах, полученный за счет известных заранее положений звезд на кадрах. В работе представлены наиболее интересные примеры тестирования, а также способы обработки получаемых данных.

Ключевые слова: программное обеспечение, верификация алгоритма, тестирование, отладка, модель, математическое моделирование, радиационное воздействие.

ВВЕДЕНИЕ

Цикл создания программно-математического обеспечения (ПМО) приборов звездной ориентации включает в себя многократное тестирование и отладку программного кода. В общем случае всю вычислительную структуру прибора можно разделить на алгоритмическую часть ПМО и системную часть. Алгоритмическая часть производит основные расчеты для обработки информации и выявления ориентации, а системная часть ПМО обеспечивает исполнение алгоритмической части в электронике прибора.

После внесения очередных правок в работу алгоритма, прибор с новым ПМО испытывается на стенде с имитируемым звездным небом или в обсерватории при реальных условиях. В ходе испытаний выявляются различные проблемы, после чего происходит устранение недочетов. Данный цикл отладки работы прибора необходим для комплексной проверки изделия (в том числе для проверки системной части ПМО), однако верификация алгоритмической части ПМО может проводиться автономно на персональном компьютере (ПК).

Беличенко Мария Леонидовна – инженер, zlata00@mail.ru

Бессонов Роман Валерьевич – заведующий отделом, к.т.н., besson777@gmail.com

Куркина Анна Николаевна – научный сотрудник, kurkinaan@mail.ru

Юматов Борис Андреевич – инженер, bumatov@gmail.com

В статье приведены методы и средства тестирования алгоритмической части ПМО на ПК. За основу методики взят способ отладки ПМО применяющийся ранее с ограниченным набором параметров.

МЕТОДИКА ОТРАБОТКИ ПМО

Суть разработанной методики состоит в отладке исключительно алгоритмической части ПМО, независимо от стендовых испытаний. Для этого проводится тестирование алгоритма без его внедрения в прибор.

В основе методики предлагается перенести создание кадров в программный модуль. Благодаря моделированию информации, поступающей в ПМО, появляется возможность более маневренных испытаний алгоритма. В частности, создаваемые кадры могут наделяться дополнительными шумовыми характеристиками, различными засветками и артефактами. Кроме того, при моделировании происходит имитация любой фокусировки прибора, подбирается оптимальная экспозиция и другие варьируемые параметры прибора.

Серия смоделированных кадров поступает в алгоритмическую часть ПМО, вынесенную отдельно от системной части ПМО в программную оболочку. Таким образом, алгоритм тестируется независимо от других составляющих программного обеспечения и от всего прибора в целом, что дает возможность оперативно выявить недочеты и внести необходимые изменения.

Пример созданной модели, в которую помещается алгоритмическая часть ПМО, представлен на рис. 1, где этапы с участием прибора звездной ориентации заменены программной реализацией.

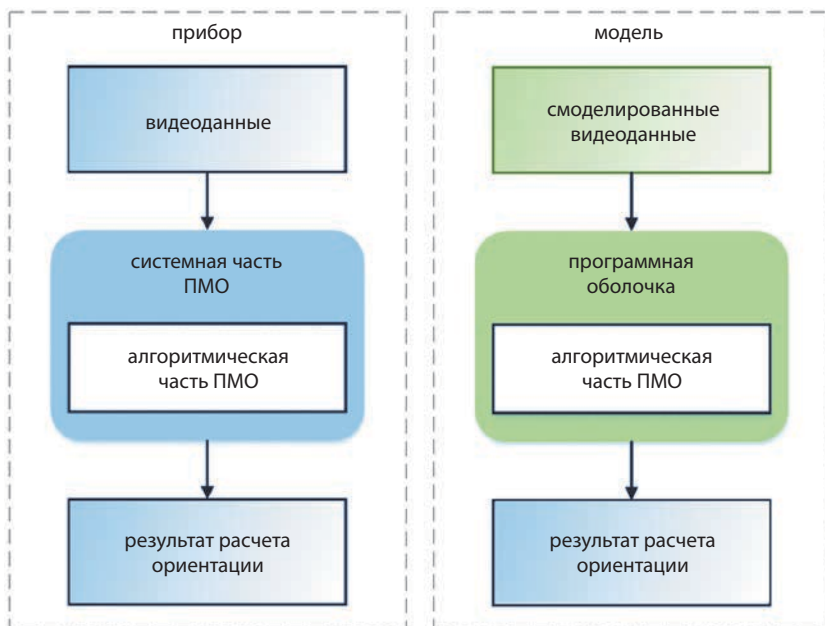


Рис. 1. Алгоритмическая часть ПМО в составе прибора и модели

Одна из проверок ПМО путем математического моделирования проводится на кадрах с дефектными пикселями. Данный тест предполагает отладку алгоритмической части ПМО в условиях повышенной зашумленности, возникающей вследствие многолетнего накопления радиации. Матрица прибора звездной ориентации подвергается большому радиационному излучению, которое пагубно влияет на ее отдельные элементы. Спустя годы, такое воздействие может привести к разрушению большого числа пикселей.

Разработанная методика используется для выявления оптимальных настроек ПМО, а также для отработки ПМО конкретного прибора с известными параметрами вплоть до тестирования по кадрам реального звездного неба, полученным при натурных испытаниях.

Для обработки результатов тестирования разработан специальный программный комплекс, позволяющий проводить детальный анализ по широкому спектру получаемых данных (рис. 2).

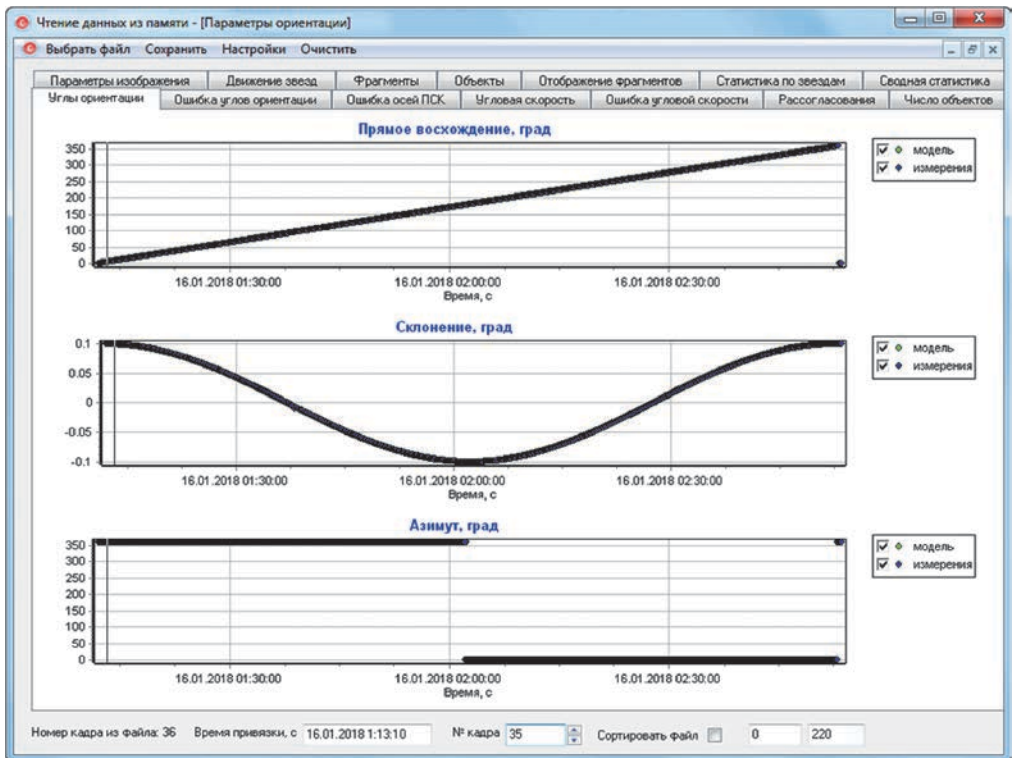


Рис. 2. Интерфейс программного обеспечения для обработки результатов тестирования

Инструментарий программы включает в себя построение графиков углов ориентации, графиков угловых скоростей, расчет ошибок определения ориентации, сводку по всем обнаруженным объектам и полную статистику. Также в программном комплексе есть графическое представление движения объектов с выделением фрагментов со звездами, что позволяет обнаружить проблемные зоны для корректировки бортовых звездных каталогов.

ПРИМЕРЫ ВЕРИФИКАЦИИ ПМО

В процессе разработки методики тестирования составлен перечень основных испытаний, главные из которых подробнее описаны ниже. В качестве примера разобраны лишь некоторые разделы из всей получаемой статистики.

Режим «начальная ориентация»

Прежде чем прибор рассчитывает ориентацию космического аппарата (КА) по кадрам звездного неба, выполняется процедура «начальной ориентации» («НО»). В этом режиме прибор начинает работать после включения или после команды с КА, на любом участке орбиты без априорной информации, т.е. задача «НО» решается по полному кадру, что делает расчет «НО» одним из самых сложных режимов.

Алгоритмическая часть ПМО тестируется путем заикливания подачи команды входа в режим «НО». Рассмотрим упрощенный пример испытания: на модуль с алгоритмом ПМО подавалась серия из 3055 смоделированных кадров, с угловой скоростью движения $3'33''/\text{сек}$, что соответствует 1 полному витку по орбите Земли. Каждый цикл «начальной ориентации» тестируемого ПМО действует по 4 кадра, однако при неудачном завершении расчета цикл прерывается на стадии любого обрабатываемого кадра. Поэтому для выявления успешного решения задачи «НО» необходимо получить положительный статус на последнем 4-м кадре.

На рис. 3 представлено значение угла прямого восхождения, каждая точка на графике соответствует успешному решению задачи «НО». Первый расчет представлен для условной версии ПМО № 1 и показывает 100% успешного решения задачи «НО» на заданном участке с орбитальной скоростью. При инерциальной скорости также 100%.

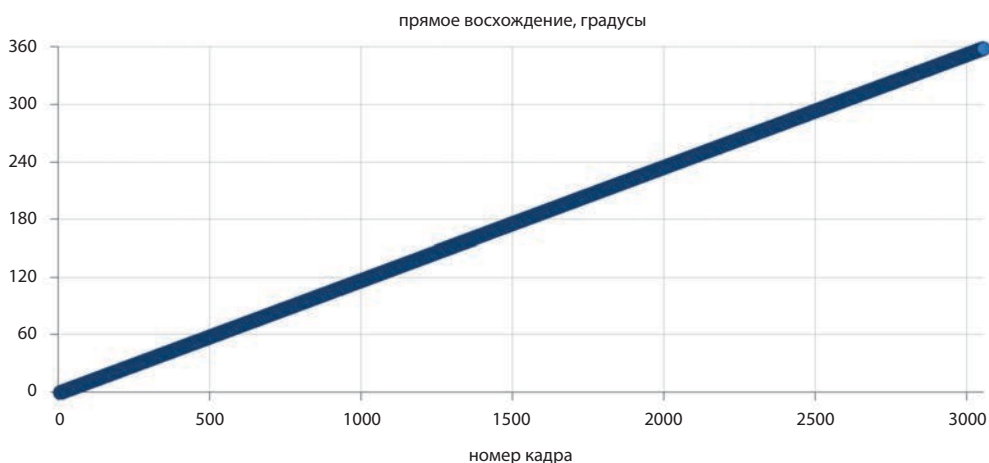


Рис. 3. Значение угла прямого восхождения на участках с успешным расчетом ориентации (скорость – $3'33''/\text{сек}$; версия ПМО № 1)

Увеличенная угловая скорость полета

Важным параметром для тестирования алгоритма работы прибора является угловая скорость КА, на которой проводится съемка. С увеличением угловой скорости наблюдаемые объекты приобретают на матрице прибора растянутую форму в виде трека, что усложняет процесс расчета «начальной ориентации».

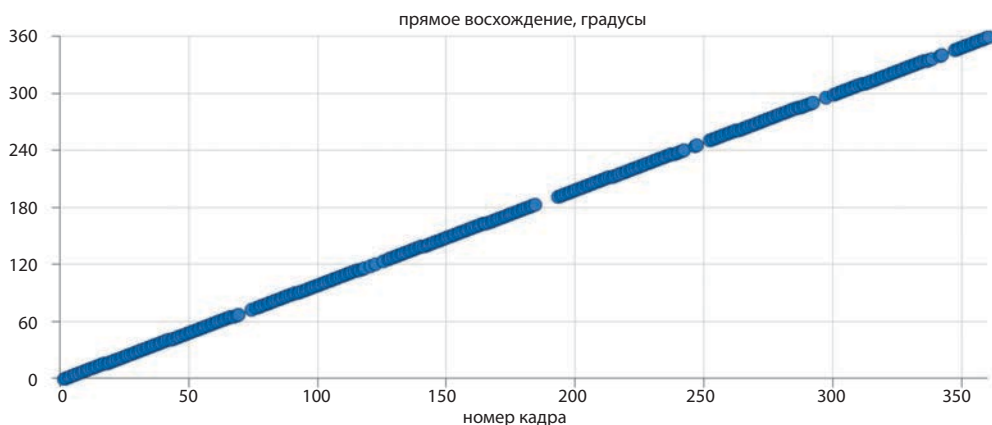


Рис. 4. Значение угла прямого восхождения на участках с успешным расчетом ориентации (скорость – 30"/сек; версия ПМО № 1)

На рис. 4 приведен пример обработки 360 кадров на угловой скорости полета 30"/сек. Результат для версии ПМО № 1 составляет 89,36%, т.е. на данном участке небесной сферы прибор с большой вероятностью войдет в режим постоянного расчета ориентации, что наглядно представлено на графике.

Режим «слежение»

После успешного расчета «НО» прибор переходит в режим «слежение». Суть режима заключается в наличии априорной информации, когда положение звезд на кадре прогнозируются заранее, что приводит к высокой помехозащищенности.

На данном этапе тестирования рассматривается основной режим работы прибора, т.е. выявляются точностные характеристики алгоритмической части ПМО. Пример на рис. 5 демонстрирует ошибку определения ориентации по углу прямого восхождения с тремя сериями кадров. На графике представлены результаты для угловых скоростей: 0"/сек, 3'33"/сек, 30"/сек.

На инерциальной скорости среднеквадратическое отклонение (СКО) ошибки определения угла прямого восхождения составляет 0,32 угловых секунд. СКО ошибки на орбитальной скорости доходит до 2 угловых секунд, тогда как увеличение скорости в 10 раз повышает СКО ошибки определения угла прямого восхождения до 7 угловых секунд.

Пример отражает преимущество отладки ПМО с использованием моделирования: сравнение обнаруженных центров объектов с центрами, значения которых использовались при создании модельных изображений звезд на кадрах. Благодаря этому строится ошибка определения координат объектов, что невозможно на стенде и при натуральных испытаниях.

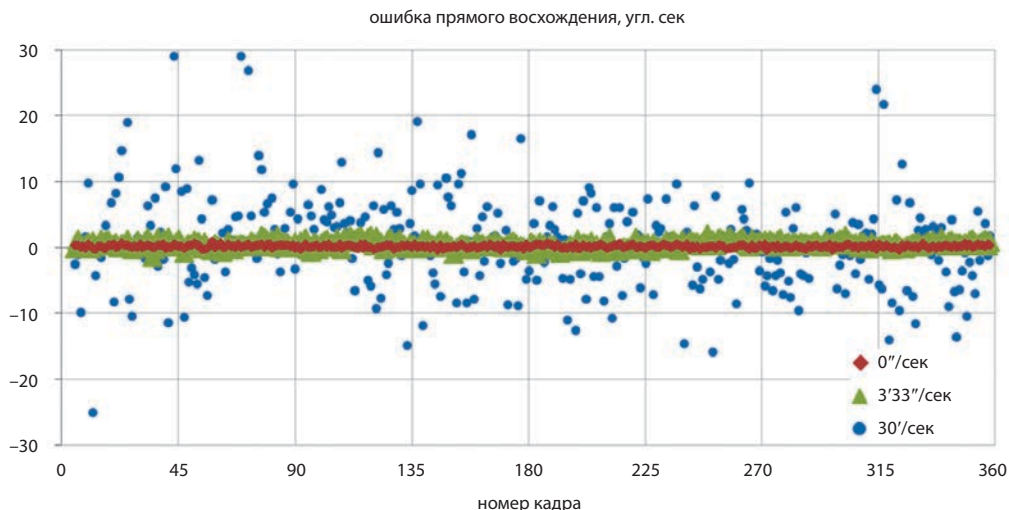


Рис. 5. Значения ошибки угла прямого восхождения (версия ПМО № 1)

Кадры с дефектными пикселями

В полной мере описанный способ тестирования себя проявил при верификации ПМО на модельных кадрах с учетом радиационного влияния. В основе метода заложено использование реальных темновых кадров, полученных в процессе радиационных испытаний матрицы прибора. Из набора таких кадров на каждой итерации случайным образом выбирается один кадр и используется как фон для модельных изображений звезд (рис. 6). Полученная серия кадров рассматривается как случай с самыми тяжелыми условиями работы на завершении срока активного существования прибора.

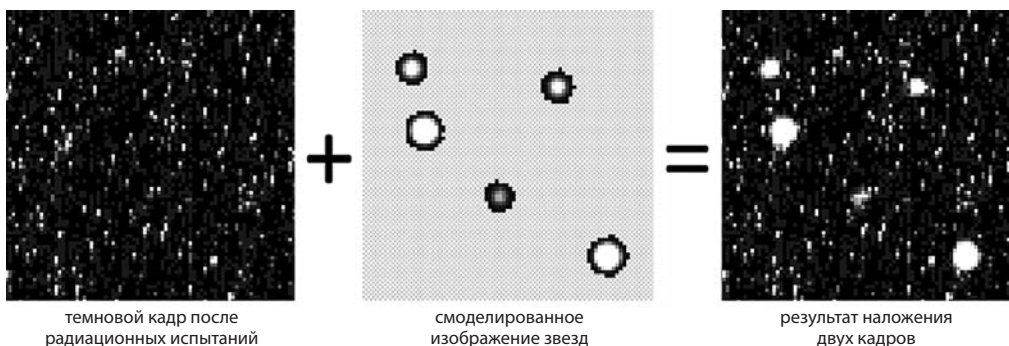


Рис. 6. Пример создания модельного кадра с использованием данных о радиационном накоплении на реальной фотоприемной матрице прибора

Проведенные испытания с ПМО № 1 показали неудовлетворительный результат на кадрах с дефектными пикселями. На угловых скоростях 3'33''/сек и 30''/сек прибор не смог войти в ориентацию. На инерциальной скорости процент успешного решения задачи «НО» снизился до 32,5% (рис. 7). Полученный результат

не удовлетворяет поставленным требованиям работы прибора, поэтому необходимы варианты улучшения этой ситуации, в том числе создание и развитие нового ПМО, которое позволит работать при столь высоком уровне помех на кадре.

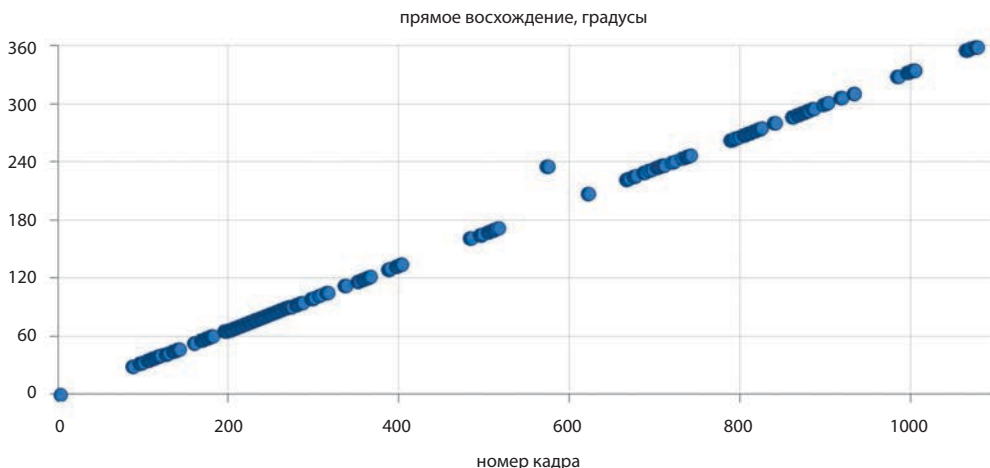


Рис. 7. Значение угла прямого восхождения на участках с успешным расчетом ориентации при наличии дефектных пикселей (скорость – 0"/сек; версия ПМО № 1)

Результаты тестирования модернизированной версии ПМО

В процессе разработки новой версии алгоритмической части ПМО, условно ПМО № 2, проводились аналогичные испытания на ранее используемых кадрах, что обеспечивает идентичность сравнений двух версий.

Версия ПМО № 2 оснащена функцией «тест дефектов», в процессе которой объектив прибора закрывается крышкой для получения нескольких темновых кадров, на которых выявляются крупные скопления дефектных пикселей. Располагая информацией о дефектах, прибор пропускает данные участки, не допуская дефекты до расчета ориентации. Результат отладки с помощью математической модели показал стабильное улучшение более чем на 10% как при инерциальной, так и при орбитальной скоростях на кадрах с дефектными пикселями: с 78,61% до 90%; с 36,49% до 51,47%, соответственно.

Последующим изменениям подверглась аппаратная часть прибора. С целью уменьшения воздействия радиации применена массовая защита прибора, а также внедрена система, обеспечивающая охлаждение фотоприемной матрицы. Кадры с дефектными пикселями, полученные после испытаний, обработаны с помощью ПМО № 2.

В табл. 1 представлена доля успешных циклов «НО» в зависимости от общего количества начатых циклов, сведенная для всех расчетов. Видно, что при охлаждении прибора получен наилучший результат с дефектными пикселями: 100% при инерциальной и орбитальной скоростях; и 31,75% успешного расчета начальной ориентации с угловой скоростью КА – 30'/сек. На этом примере верификации, очевидно преимущество версии ПМО № 2.

Таблица 1. Результаты успешного расчета начальной ориентации

	наличие дефектов	скорость		
		0"/сек	3'33"/сек	30'/сек
ПМО № 1	–	100%	100%	89,36%
	+	32,5%	0%	0%
ПМО № 2	–	100%	100%	97,8%
	+	78,61%	36,49%	0%
	+, «тест дефектов»	90%	51,47%	0%
	+, охлаждение прибора	100%	100%	31,75%

Результаты тестирования ПМО № 2 в режиме «слежение» приведены в табл. 2. Получены значения СКО ошибки определения угла прямого восхождения без дефектов и с дефектами после охлаждения матрицы на угловых скоростях: 0"/сек, 3'33"/сек, 30'/сек.

Таблица 2. СКО ошибки определения угла прямого восхождения (в угловых секундах)

	наличие дефектов	скорость		
		0"/сек	3'33"/сек	30'/сек
ПМО № 2	–	0,11	1,3	5,018
	+	0,621	2,0	9,431

В первом случае, без дефектных пикселей, СКО ошибки на орбитальной скорости достигает 0,84 угловых секунд. Во втором случае, при более жестких условиях работы прибора, СКО ошибки определения ориентации резко возрастает. Такую тенденцию затруднительно предотвратить при попадании даже небольших дефектов на изображение звезды, поэтому при сильном и долговременном радиационном воздействии точность расчета ориентации в любом случае будет снижаться.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработанная методика тестирования позволяет производить дополнительную проверку любых вносимых изменений в алгоритмическую часть ПМО с большой скоростью.

Плюсы данной методики в математическом создании кадров, что позволяет учитывать технические особенности любого, еще не собранного, объектива. Кроме того, возможна отработка различных версий ПМО на одном наборе изображений, что дает выявить значительную часть необходимых доработок и обеспечивает идентичность сравнений. Благодаря моделированию самих изображений появляется возможность испытывать различные условия съемки, вплоть до критических условий с использованием кадров, полученных после радиационных испытаний.

Все тестирования, проведенные по описанной методике, должны дублироваться на стенде (в качестве проверки совокупных параметров прибора в целом), однако методика позволяет создавать и отлаживать ПМО для совершенно новых приборов, находящихся на стадии разработки.

В будущем описанный подход позволит учесть недостатки в формировании бортовых звездных каталогов, после модельных испытаний по всей небесной сфере.

TECHNIQUE FOR STAR TRACKERS' SOFTWARE VERIFICATION

M.L. Belichenko, R.V. Bessonov, A.N. Kurkina, B.A. Yumatov

Space Research Institute of the Russian Academy of Sciences (IKI RAN)

The article is devoted to the technique of star trackers' software verification. To test the algorithmic part of the software, a software package with a separate shell was created, which replaces the system part of the instrument's software. In the process of software debugging, this approach provides a number of advantages, including the exclusion of the instrument from the software test cycle. In the future, all tests are carried out with software as part of the instrument. To debug the algorithmic part of the software, it is proposed to use frames obtained from star trackers in the course of full-scale tests or to create model frames with additional imaging conditions. Due to the transition to frame modeling, software debugging is accelerated. A possibility of variation of imaging conditions and simulation parameters, including changing: instrument noise, angular velocity of the spacecraft, the parameters of the optical system, appears. An important step was the use of frames exposed to radiation, which is difficult to obtain on the dynamic test bench or during full-scale imaging. Among the advantages of the described technique is the creation of a test sample to ensure the identity of the test comparisons, as well as the calculation of the errors in determining the objects' coordinates on the model frames, obtained due to a priori known positions of stars on the frames. The paper presents the most interesting examples of testing, as well as methods of the obtained data processing.

Keywords: software, algorithm verification, testing, debugging, model, mathematical modeling, radiation effect.

Belichenko Maria Leonidovna – engineer

Bessonov Roman Valerievich – head of department, PhD, *besson777@gmail.com*

Kurkina Anna Nikolaevna – researcher, *kurkinaan@mail.ru*

Yumatov Boris Andreevich – engineer

ПРОГРАММНЫЙ КОМПЛЕКС ОБРАБОТКИ И ХРАНЕНИЯ ИНФОРМАЦИИ С ПРИБОРОВ ЗВЕЗДНОЙ ОРИЕНТАЦИИ

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

Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН)

В статье рассматриваются основные принципы проектирования программного комплекса хранения и обработки наземной и телеметрической информации приборов звездной ориентации типа БОКЗ. Анализируются этапы жизненного цикла приборов с точки зрения генерируемых на каждом из них данных, типы получаемой информации и принципы ее формирования. Приводятся схемы моделей данных, используемых для эффективного хранения информации, получаемой как во время наземной отработки, так и с борта космического аппарата. В заключении приведены примеры практического применения программного комплекса для целей анализа внештатных ситуаций, апробации новых версий программно-математического обеспечения, планирования жизненного цикла приборов и управления производством. В качестве примеров внештатных ситуаций рассматривается аномальное изменение углового расстояния между оптическими осями двух приборов, установленных на одном космическом аппарате и появление дефектных пикселей на фотоматрице прибора, вследствие воздействия радиации. Примером апробации программно-математического обеспечения служит анализ повышения быстродействия новой версии алгоритма распознавания звезд без априорной информации.

Ключевые слова: телеметрия, звездный датчик, структура данных, анализ данных, отработка ПМО

ВВЕДЕНИЕ

Оценка объемов данных, поступающих с приборов звездной ориентации в ходе изготовления на Земле и эксплуатации на борту космического аппарата, и попытка их обработки стандартными средствами привели к выводу, что для максимально эффективного и быстрого их анализа необходимы специальные инструменты.

В качестве примера приведем цифры. На одном из функционирующих в данный момент космических аппаратов установлено 3 прибора типа БОКЗ (Блок определения координат звезд). Тактовая частота их работы составляет 4 Гц. Объем той части информации, которая генерируется прибором на каждом такте работы, составляет 512 байт. Это соответствует 70 гигабайтам информации в год. Нетрудно понять, что обработка и анализ такого объема данных невозможны без специальных инструментов, предоставляющих быстрый доступ к ним по любым заданным условиям.

Разработанный для решения вышеперечисленных проблем программный комплекс (ПК) учета и хранения наземной и телеметрической информации предоставляет собой инструментарий, позволяющий максимально автоматизировать и систематизировать процессы, проходящие на всех этапах жизненного

Бессонов Роман Валерьевич – заведующий отделом, к.т.н., besson777@gmail.com

Белинская Евгения Валерьевна – младший научный сотрудник, evbelinskaya@yandex.ru

Куркина Анна Николаевна – научный сотрудник, kurkinaan@mail.ru

Строилов Николай Александрович – младший научный сотрудник, stroilov@iki.rssi.ru

Юматов Борис Андреевич – инженер, bumatov@gmail.com

цикла астродатчиков на Земле, и каталогизировать информацию, поступающую из космоса, а также обеспечивает необходимый функционал для быстрого и эффективного анализа хранимых данных.

ПРОИСХОЖДЕНИЕ ДАННЫХ

На протяжении всего жизненного цикла звездный датчик и связанное с ним оборудование генерируют значительное количество информации в самых различных форматах. На рис. 1 представлена обобщенная схема жизненного цикла прибора, выделяющая его основные этапы и виды генерируемой информации.

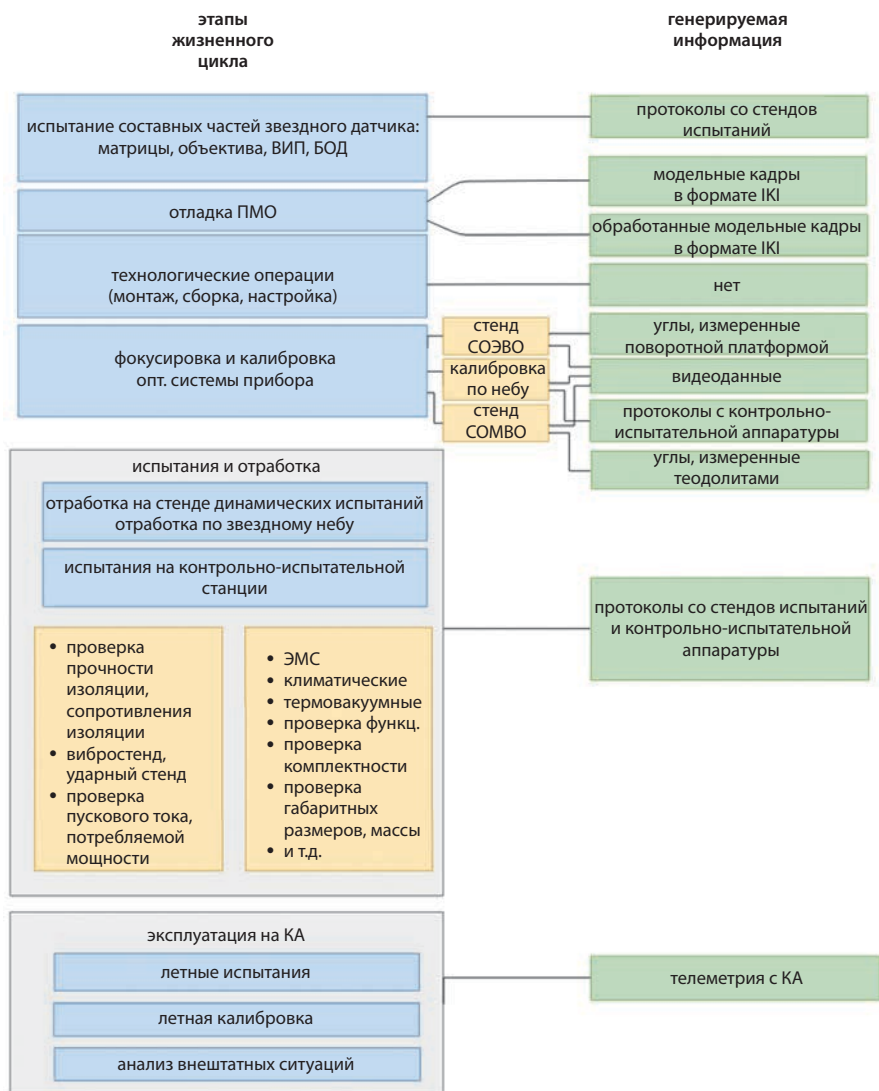


Рис. 1. Схема жизненного цикла

Рассматривая представленные выше схемы, можно заметить, что состав наземной информации достаточно разнообразен и может быть привязан к большому числу процессов, в то время как в ходе летных испытаний информация представляется лишь в виде массивов телеметрической информации и требует привязки только к КА и номеру прибора. Однако объем данных, генерируемых на борту, как уже упоминалось выше, существенен, а также требует быстрого доступа. Все эти факты и различия необходимо учитывать при составлении моделей данных для наземной и телеметрической информации.

В качестве ядра, из которого в дальнейшем формируется телеметрия прибора, выступают видеоданные. Схемы, иллюстрирующие принцип формирования телеметрической информации, а также основной ее состав представлены на рис. 2.

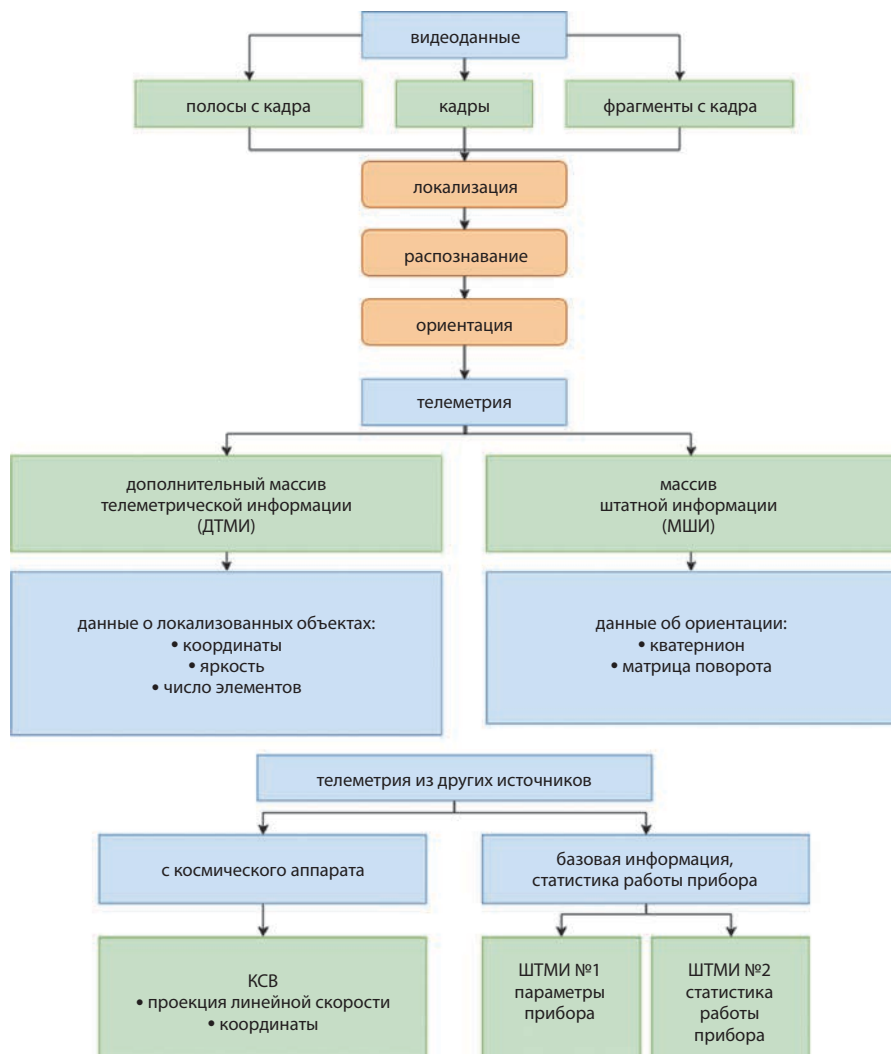


Рис. 2. Состав и принцип формирования телеметрии

Говоря о наземных данных, нельзя не рассмотреть ИКИ-формат, который на текущий момент активно используется в области отработки ПМО, а в перспективе должен прийти на смену протоколам с КИА, как формат наиболее удобный и приспособленный для анализа и поиска проблем. Первое достоинство ИКИ-формата заключается в том, что он сочетает в себе бинарную и текстовую информацию, что дает возможность легко и быстро посмотреть, к примеру, список локализованных объектов на кадре, просто открыв файл в текстовом редакторе, а в случае более серьезного анализа – извлечь исходный кадр. Второе достоинство – это то, что он был разработан специально для работы со звездными датчиками и поэтому позволяет структурированно хранить в себе всю необходимую информацию. Обобщенная схема этого формата представлена на рис. 3.

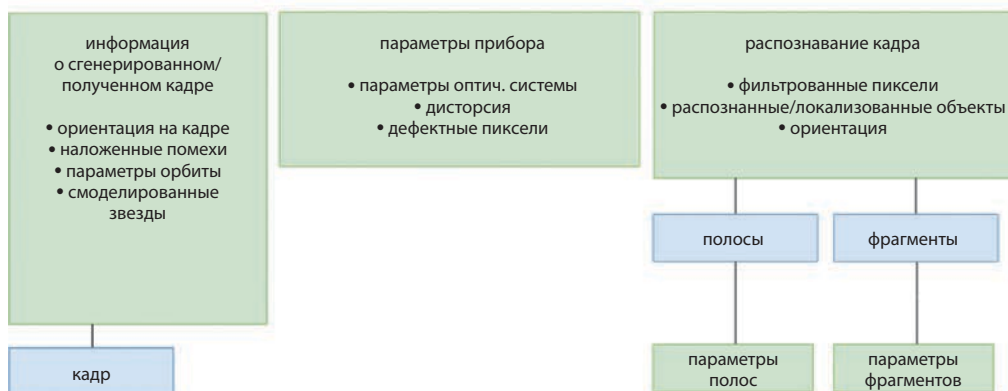


Рис. 3. Состав формата ИКИ

СТРУКТУРА ДАННЫХ

В зависимости от типа информации есть два принципа хранения получаемых данных. Первый принцип используется для хранения телеметрии и представляет собой организацию модели данных на основе объектно-ориентированного принципа с использованием технологии секционирования по диапазонам значений (PostgreSQL 9.6 Documentation). Общая структура телеметрических данных представлена на рис. 4.

Информация о телеметрии с каждого КА представляет собой отдельную схему данных, организованную по вышеописанному принципу. Каждая таблица схемы может иметь дочерние таблицы, данные в которых распределяются на основании заданных условий. В этом случае родительская таблица фактически является перенаправляющей и не содержит информации. Подобная организация хранения данных обеспечивает наиболее быстрый доступ к информации подобного вида, так как в случае запроса какого-либо сегмента данных, его поиск происходит в ограниченной области. В данном случае осуществляется двухуровневое секционирование: по номерам установленных на КА приборов и по временным интервалам поступающей телеметрии.

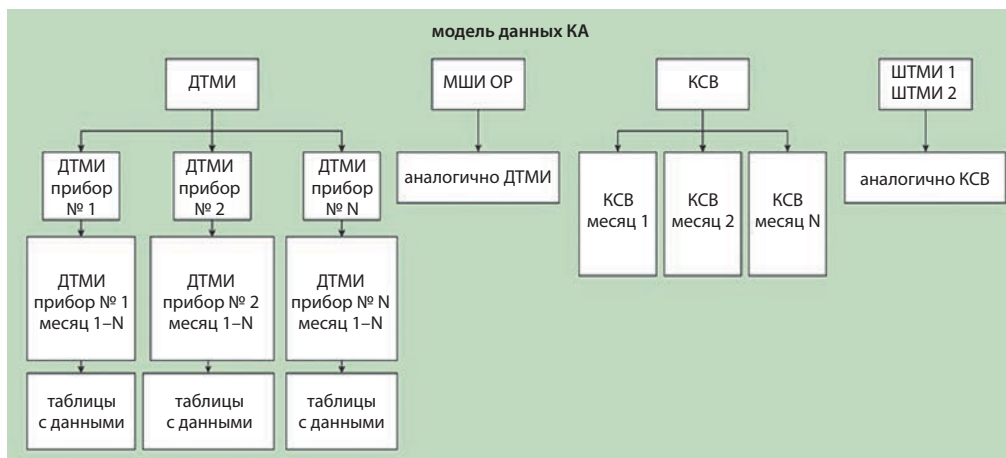


Рис. 4. Модель данных телеметрической информации

Принцип хранения информации, получаемой на Земле, базируется на классической реляционной модели данных. В отличие от телеметрической информации, для этих данных недостаточно лишь привязки к космическому аппарату и номеру прибора. Это объясняется двумя причинами, во-первых, хотя, по сути, в подавляющей массе данные аналогичны телеметрическим, они имеют различные оболочки (протоколы с КИА, протоколы со стендов, файлы в формате ИКИ), а также зачастую присутствует информация и другого рода. Более того, хранение наземной информации предусматривает привязку к наземному жизненному циклу, а значит к той или иной операции, которая проводилась с прибором (например, протоколы с КИА во время климатических испытаний) и проверяемыми свойствами, включенными в эту операцию (работоспособность прибора при минусовой температуре, работа прибора при плюсовой температуре). Для этих целей была разработана кардинально иная схема данных, представленная на рис. 5.

Эта схема, во-первых, является универсальной, позволяя хранить в себе информацию о любых сущностях, начиная с самих приборов и заканчивая самыми мелкими подборками, а также сущностями иного рода (например, ПМО), а, во-вторых, позволяет организовывать планирование производства приборов.

ПРИМЕРЫ ПРАКТИЧЕСКОГО ПРИМЕНЕНИЯ

На рис. 6 представлена часть интерфейса ПК для работы с наземной информацией, визуализирующая основную часть рассмотренной выше модели данных, а именно жизненный цикл экземпляра изделия. На изображении представлен фрагмент древовидной диаграммы Гантта, на которой в качестве примера продемонстрирована информация об оптической головке, а именно, состав ее жизненного цикла и используемые подборки. Ниже отображены свойства изделия. С помощью данного интерфейса, как уже упоминалось выше, возможно планирование жизненного цикла, а также привязка информации, полученной на каждом из его этапов.

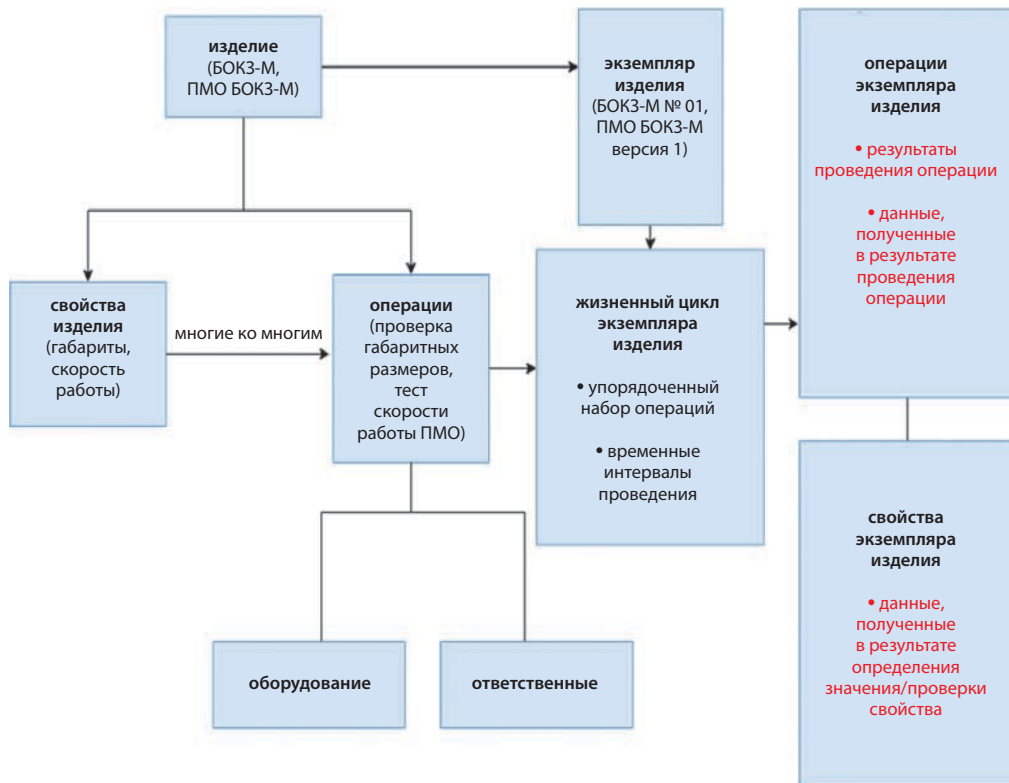


Рис. 5. Модель данных наземной информации

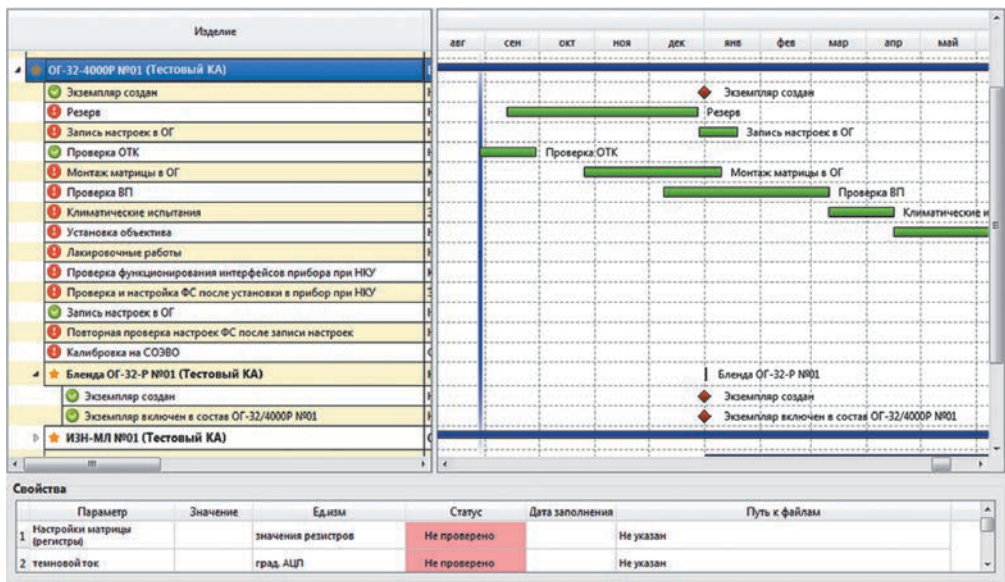


Рис. 6. Фрагмент интерфейса модуля наземной информации

Разработанный ПК позволяет осуществлять синхронизацию с программно-математическим обеспечением (ПМО) звездного датчика и проводить его апробацию на всем объеме хранимой информации. Такая апробация дает возможность получения обширной статистики о корректности работы математического обеспечения на самых различных участках полета при всех возможных условиях и, кроме того, является наиболее эффективным видом регрессионного теста. Все это позволяет в кратчайшие сроки вводить в эксплуатацию новые виды ПМО и устранять ошибки в модернизированных версиях существующего. Далее будут рассмотрены несколько примеров использования данного функционала.

Для целей уточнения измерений приборов звездной ориентации осуществляется потоковая наземная обработка поступающей телеметрии. Так как массивы поступающей с КА информации зачастую содержат пропуски, а порой и повреждения в данных, программное обеспечение потоковой обработки должно корректно выполнять свою функцию во всех подобных ситуациях. Синхронизируя программное обеспечение с ПК, можно легко и быстро проверить его функционирование при всех возможных случаях нехватки информации.

С помощью ПК производится выборка массивов МШИ, ДТМИ и КСВ, которые затем подаются на вход модуля потоковой обработки. Полученный результат, представляющий собой значения скорректированных кватернионов, записывается в базу данных, а затем производится его визуализация и подсчет статистик. Пример коррекции измерений для одного из КА на интервале с 2017-12-30 по 2017-12-31 представлен на рис. 7. На сгенерированном ПК графике показано изменение углового расстояния между осями *OZ* приборной системы координат (ПСК) пары датчиков звездной ориентации с течением времени. Синим цветом отображены «сырые» измерения, зеленым – скорректированные.

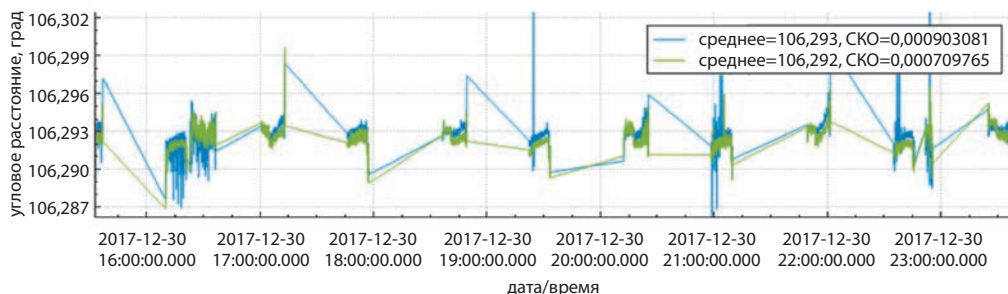


Рис. 7. Угловое расстояние между осями *OZ* ПСК пары приборов

Еще одним примером использования ПК может служить апробация модернизированного алгоритма распознавания звезд в режиме начальной ориентации.

Для этих целей с помощью ПК осуществляется выборка информации о локализованных объектах из массивов ДМТИ и значениях кватернионов из массивов МШИ. Данные о локализованных объектах подаются на вход алгоритма, а затем производится сравнение полученных значений ориентации. Проведенная проверка помогла выявить такие случаи некорректной работы алгоритма, которые

было бы невозможно заметить при тестировании на смоделированной выборке или на данных небольших объемов. Также была получена оценка повышения общей эффективности работы алгоритма. В табл. 1 приведено сравнение скорости работы двух алгоритмов.

Таблица 1. Сравнение скорости работы алгоритмов

алгоритм/показатели	исходный	модернизированный
среднее (нс)	1176322	320416
минимум (нс)	203277	121475
максимум (нс)	3139208	1058100

В заключение стоит рассмотреть еще один пример применения ПК для целей анализа внештатных ситуаций.

При анализе телеметрии на матрицах приборов были обнаружены дефектные пиксели. Это пиксели, у которых значение выходного сигнала имеет неверную зависимость от входного, или выходной сигнал в наибольшей степени зависит от иных факторов (температура).

С помощью ПК была произведена выборка дефектных пикселей с нескольких приборов и рассмотрено изменение их состояния с течением времени. Для нахождения дефектных пикселей было произведено сканирование всей хранимой телеметрии и выборка массивов локализованных объектов лишь из тех кадров, которые были сформированы в режимах начальной и текущей ориентации, так как в этих режимах локализация проводится по полному кадру, а не по предсказанным фрагментам изображения. Из полученной выборки были извлечены предполагаемые битые пиксели, то есть те объекты, координаты которых были статичны во всех массивах в пределах погрешности $\pm 0,5$ пикселя. Далее была проверена статичность интегральных яркостей и количества элементов в оставшихся объектах. Для полученного с помощью вышеперечисленной процедуры списка объектов была произведена повторная их выборка, но уже с большими допусками на координаты, чтобы учесть возможность «склеивания» групп дефектных пикселей с объектами, которые действительно представляют собой звезды.

На рис. 8 представлен график, характеризующий поведение группы дефектных пикселей, наблюдаемой в одной и той же точке матрицы в разные моменты времени. Ось OY характеризует величину интегральной яркости, ось OX – моменты наблюдения в хронологическом порядке. Цвет столбца гистограммы описывает число элементов в группе. Из графика можно видеть, что количество элементов в группе практически не изменяется с течением времени, и ее интегральная яркость остается стабильной и не превышает 1500 градаций. Однако на одном из наблюдений присутствует выброс по числу объектов и значению интегральной яркости. Объяснить это можно тем, что группа дефектных пикселей сцепилась с кластером, являющимся звездой, что исказило его координаты и, скорее всего, не позволило распознать как звезду.

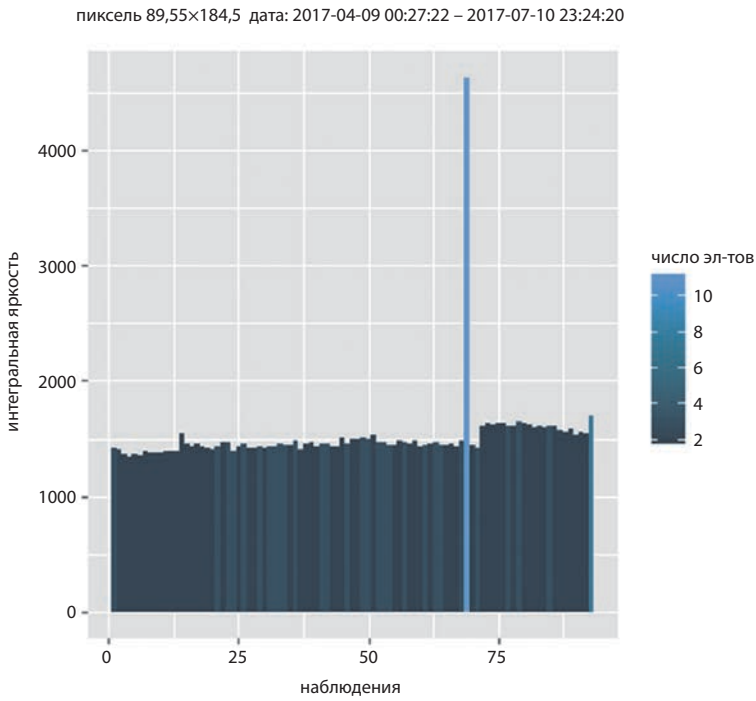


Рис. 8. Пиксель 89,55×184,5. График значений интегральной яркости

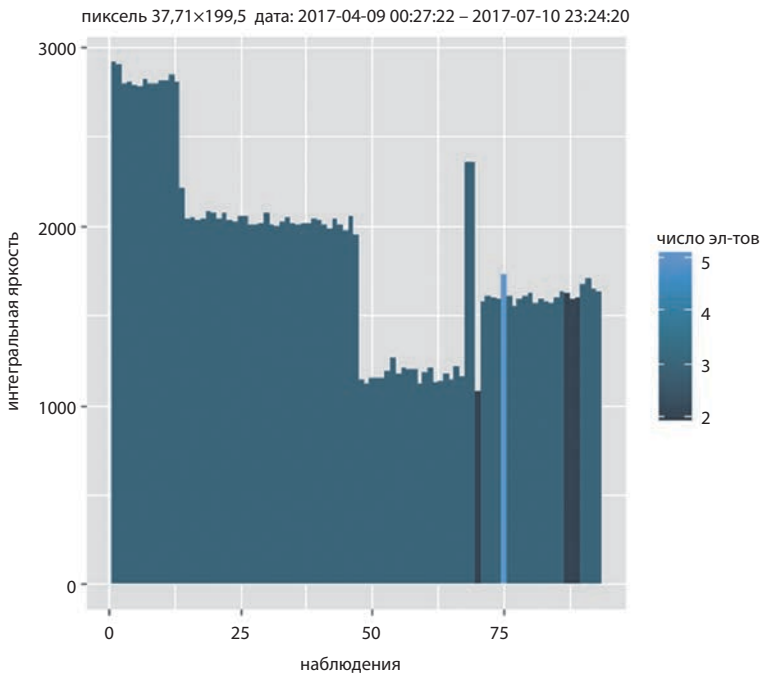


Рис. 9. Пиксель 37,71×199,5. График значений интегральной яркости и числа объектов

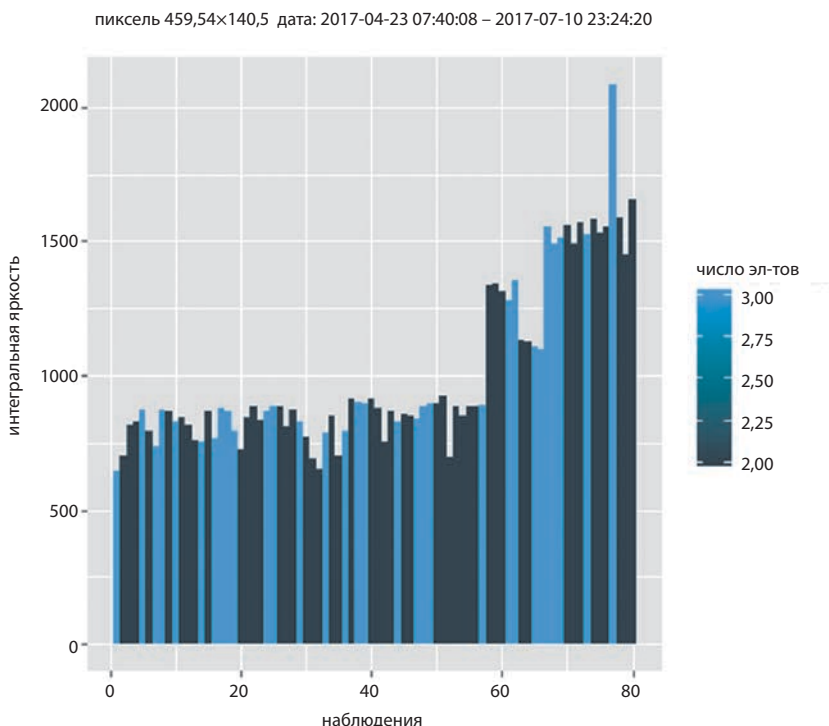


Рис. 10. Пиксель 459,54×140,5. График значений интегральной яркости и числа объектов

На рис. 9 наблюдается группа дефектных пикселей с центром в точке $37,71 \times 199,5$. Группа имеет практически постоянное число элементов на всем периоде наблюдения, однако ее интегральная яркость скачкообразно изменяется.

Третья наблюдаемая группа дефектных пикселей имеет центр в точке $459,54 \times 140,5$. Число элементов остается постоянным на всем участке наблюдения (2–3 пикселя), однако величина интегральной яркости явно имеет положительный тренд. График, относящийся к данной группе, представлен на рис. 10.

Подводя итог, необходимо заметить, что рассмотренные выше группы дефектных пикселей наблюдались примерно на одном и том же временном интервале, однако их поведение существенно различается. Это не дает возможности однозначно интерпретировать причины поведения каждой из групп и дает почву для исследований в данном направлении.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработанный ПК значительно ускоряет работу с большими объемами телеметрической информации, получаемыми с КА, структурирует хранение информации, генерируемой на Земле, а также позволяет осуществлять планирование и вести контроль производства. Предоставляемые для синхронизации средства позволяют проводить тестирование ПМО с высокой степенью покрытия, что дает возможность обнаружить большую часть ошибок, а также получить обширную

статистику об эффективности его работы. Возможность сканирования данных по любому набору условий позволяет получить выборки любого вида без дополнительной постобработки, что упрощает проведение исследований. ПК обладает широким потенциалом и может быть использован для исследований не только в областях анализа внештатных ситуаций и отработки ПМО, что было показано на примере рассмотрения поведения дефектных пикселей.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] PostgreSQL 9.6 Documentation. The PostgreSQL Global Development Group. URL: <https://www.postgresql.org/docs/9.6/static/index.html>

SOFTWARE SYSTEM FOR PROCESSING AND STORING INFORMATION, OBTAINED FROM THE STAR TRACKERS

R.V. Bessonov, E.V. Belinskaya, A.N. Kurkina, N.A. Stroilov, B.A. Yumatov

Space Research Institute of the Russian Academy of Sciences (IKI)

The basic principles of designing software for the storing and processing of ground-based and telemetric information obtained from BOKZ star trackers are discussed. The stages of the trackers' life cycle are analyzed from the point of view of the data generated at each of them, the types of information received and the principles of its formation. The schemes of data models used for efficient storage of information obtained both during ground testing and from the spacecraft are given. In conclusion, there are examples of software package practical application for the purposes of analyzing emergency situations, testing new versions of software, planning the trackers' life cycle and production management. As examples of emergency situations, an anomalous change in the angular distance between the optical axes of two instruments installed on the same spacecraft and the appearance of defective pixels on the photometric matrix of the instrument due to radiation are considered. The analysis of the performance improvement of the new version of the star recognition algorithm without a priori information is an example of testing software.

Keywords: telemetry, star tracker, data structure, data analysis, software testing

REFERENCES

- [1] PostgreSQL 9.6 Documentation. The PostgreSQL Global Development Group. URL: <https://www.postgresql.org/docs/9.6/static/index.html>

Bessonov Roman Valerievich – head of department, PhD, besson777@gmail.com

Belinskaya Eugeniya Valerievna – minor researcher, evbelinskaya@yandex.ru

Kurkina Anna Nikolaevna – researcher, kurkinaan@mail.ru

Stroilov Nikolay Aleksandrovich – minor researcher, stroilov@iki.rssi.ru

Yumatov Boris Andreevich – engineer, bumatov@gmail.com

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

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

Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН)

Широко распространенные в отечественной и зарубежной космической технике звездные датчики ориентации используют малогабаритную оптику, параметры которой несравнимы с параметрами астрономических инструментов, с помощью которых составляются звездные каталоги. Огромная разница в угловом разрешении тех и других приборов приводит к тому, что измеренные звездными датчиками ориентации координаты звезд зачастую отличаются от значений, указываемых в звездных каталогах. Несоответствие измеренных и каталожных значений координат звезд приводит к ошибкам вычисления параметров ориентации, заметность которых растет по мере совершенствования звездных датчиков. В статье излагаются результаты экспериментального исследования ошибок в измерениях координат звезд, вызванных различиями в угловом разрешении используемых для этой цели инструментов, а также неоднородностью звездного фона в ближайшей окрестности каталожных звезд.

Ключевые слова: звездный датчик, астрометрия, каталог звезд, систематическая ошибка, случайная ошибка, фоновое излучение, звезды окружения, центроидный метод.

ВВЕДЕНИЕ

Несоответствие измеренных и каталожных значений координат некоторых звезд отмечалось разработчиками звездных датчиков ориентации КА, начиная с 80-х годов прошлого века, когда в ИКИ РАН были выполнены первые экспериментальные работы в этой области. Однако отсутствие достаточной статистики измерений, а также недостаток средств и методов обработки данных долгое время не позволяли сформировать надежную доказательную базу для подтверждения наблюдаемого явления.

Развитие космической техники в новом веке привело к значительному росту требований к точности измерения параметров углового движения КА, сопровождающемуся тенденцией к снижению массы, габаритов и энергопотребления приборов. Тогда же значительно расширились возможности для проведения наземных и космических экспериментов. Один из таких экспериментов был проведен на борту КА «Ресурс-П» № 3 в период с сентября 2016 по январь 2017 года (Ахметов и др., 2017). Полученные на его основе результаты позволяют уверенно говорить о необходимости адаптации астрономических звездных каталогов к условиям их применения в звездных датчиках ориентации.

Аванесов Генрих Аронович – главный научный сотрудник, д.т.н., genrikh-avanesov@yandex.ru

Бессонов Роман Валерьевич – заведующий отделом, к.т.н., besson777@gmail.com

Сметанин Петр Станиславович – младший научный сотрудник, guldthen@gmail.com

Филиппова Ольга Владимировна – инженер, 499B@rambler.ru

Эльяшев Яков Дмитриевич – младший научный сотрудник, eluashev-jak@yandex.ru

КРАТКОЕ ОПИСАНИЕ ЭКСПЕРИМЕНТА

Целью поставленного на борту КА «Ресурс-П» № 3 эксперимента было детальное исследование работы звездных датчиков ориентации БОКЗ-М60, разработанных и изготовленных в ИКИ РАН. Для этого с борта КА на наземный пункт приема передавалась «сырая» информация, получаемая четырьмя приборами БОКЗ-М60 в процессе выполнения ими своей целевой функции: измерения углового положения КА в инерциальном пространстве (Аванесов и др., 2015).

Всего за время проведения эксперимента от 4-х приборов БОКЗ-М60 было получено $\sim 52 \cdot 10^6$ телеметрических кадров, в каждом из которых содержатся результаты наблюдения в среднем 10 звезд. Общая площадь наблюдения охватила на небесной сфере пояс в направлении прямого восхождения, ограниченный по склонению углами $\pm 45^\circ$, включивший в себя 6000 из 8713 содержащихся в каталогах приборов БОКЗ-М60 звезд.

В каждом телеметрическом кадре содержатся:

- измеренные прибором координаты звезд на ПЗС матрице;
- интегральная яркость звезд, измеренная в единицах младшего разряда (ЕМР) АЦП;
- площади звезд, измеренные в числе пикселей матрицы;
- дата и точное время выполнения каждого измерения;
- значения проекций вектора центра масс и линейной скорости аппарата на оси гринвичской системы координат, которые используются для последующего расчета проекции линейной угловой скорости на оси инерциальной системы координат (ИСК);
- штатная информация об ориентации, формируемая приборами БОКЗ-М60. Она используется для сравнения результатов наземной обработки со штатной работой приборов на борту КА.

Дата и точное время наблюдения используются для учета собственного движения звезд, эффекта годичной абберации, а также явлений прецессии и нутации. Проекция вектора линейной скорости на оси ИСК позволяют учесть эффект спутниковой абберации.

МЕТОДИКА ИССЛЕДОВАНИЙ

В процессе решения задачи определения параметров ориентации звездный датчик производит съемку участка небесной сферы и измеряет координаты звезд в системе координат используемого в нем матричного приемника излучения. Затем, через систему преобразований координаты звезд на матрице сопоставляются с бортовым звездным каталогом, на основе чего производится их распознавание, уточнение их координат на небесной сфере и расчет параметров ориентации внутренней системы координат (ВСК) прибора, которая затем пересчитывается в приборную систему координат (ПСК).

Поскольку бортовой звездный каталог является результатом кропотливой обработки высокоточных астрономических измерений, которые на порядки превышают точность звездного датчика, разумно предполагать, что результатам

выполняемых им измерений координат звезд должна быть присуща случайная погрешность. Если же в измерениях координат отдельных звезд обнаруживается систематическая ошибка, то следует искать причину ее появления.

Задача этой статьи заключается в том, чтобы на экспериментальных данных показать, что координаты достаточно большого числа звезд действительно вычисляются со значительными по величине систематическими ошибками и указать причины их возникновения.

Отделить систематические ошибки измерения координат звезд от случайных удается лишь при использовании достаточно большой статистики измерений.

Избранная авторами статьи методика исследований состоит в следующем:

- из архивов выбираются результаты измерений координат звезд, полученные на матрицах конкретных приборов виде списков локализованных в каждом кадре звезд;
- каждый прибор подвергается виртуальной калибровке двумерными полиномами 5-й степени;
- для отобранных кадров повторяется используемая на борту процедура распознавания звезд и измерения их небесных координат с использованием бортового звездного каталога;
- результаты многократных измерений небесных координат звезд систематизируются, сводятся в таблицы и наносятся на карту вместе с другими звездами, входящими в их окружение;
- оценивается возможное влияние звезд окружения на координаты каталожных звезд с учетом ряда параметров используемого для измерений звездного датчика.

В результате выполнения перечисленных процедур заполняется база данных по звездам в следующем объеме: номер звезды по каталогу, ее координаты на небесной сфере, номер прибора, номер кадра, на котором она распознана, интегральная яркость звезды, количество занимаемых ею пикселей, а также величины остаточных рассогласований координат взвешенного центра звезды по прямому восхождению и склонению.

Обработка всех материалов этого эксперимента займет еще достаточно много времени, но некоторые промежуточные результаты уже весьма интересны.

ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТА

На момент написания этой статьи предварительной обработке подвергнуты данные, охватывающие работу двух приборов № 31 и № 32 за 10 суток с 24.09.16 по 04.10.16, что составляет примерно 7,3% от общего времени проведения эксперимента. По двум приборам были многократно измерены координаты 1184 звезд, что составляет 13,5% от общего числа звезд бортового каталога и 19,7% от числа звезд, наблюдение которых возможно в данном эксперименте. Всего обработано $\sim 10^6$ кадров измерений, выполненных двумя приборами на 176 витках полета. В каждом кадре приборы фиксировали положение 10–12 звезд. При этом координаты каждой из 1184 распознанных на этом витке звезд фиксировались прибором в среднем около 2000 раз.

В соответствии с изложенной выше методикой после выполнения виртуальной калибровки приборов была повторена процедура распознавания звезд и измерения их небесных координат с использованием бортового звездного каталога.

Обработанные материалы съемки небесной сферы позволили достаточно точно вычленить и охарактеризовать различные виды ошибок измерения координат звезд. В дальнейшем статистика наблюдений будет существенно больше. Как это отразится на результатах анализа измерений, покажет время.

Прежде всего, оказалось, что в обработанном массиве данных число звезд, осредненные небесные координаты которых совпадают с каталожными значениями с точностью до 1", не превышает 5,2%. Отнесем их к группе № 1. Невелико и число звезд группы № 3, координаты которых значительно, на величину от 3" до 30", отличаются от каталожных значений. Их оказалось 5,7%. Отличие измеренных координат остальных 89,1% звезд от их каталожных значений лежит в пределах от 1" до 3". Отнесем их к группе № 2.

Рассмотрим ряд примеров звезд из групп 1 и 3, иллюстрирующих приведенные данные.

На рис. 1 показан фрагмент карты участка небесной сферы с нанесенными красными и синими точками координатами звезды SAO 98456, измеренными в разное время приборами № 31 и № 32 более чем по 1000 раз. Каталожное положение звезды обозначено крестом. Осредненные координаты центра звезды по обоим приборам показаны зеленой точкой. Для каждого отдельного прибора измеренный центр отстоит от каталожного значения на 0,36" и на 0,67" по приборам № 31 и № 32 соответственно. Эта звезда, естественно, относится к группе 1. Для приборов с угловым разрешением 55"/пиксель – это очень неплохой результат. Приведенный справа снимок той же звезды, взятый из Паломарского обзора, показывает отсутствие в ближайших окрестностях звезды ярких возмущающих объектов (The Palomar Digital Sky Survey; VizieR, CDS).

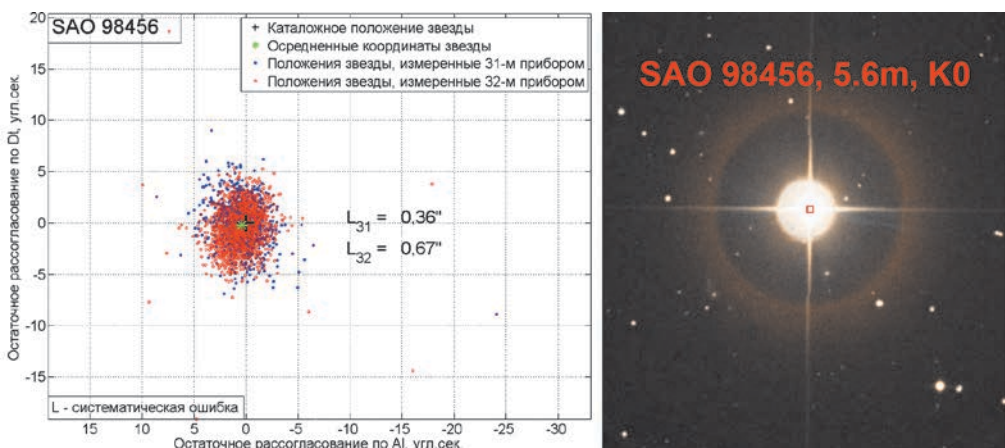


Рис. 1. Фрагмент карты небесной сферы с нанесенными на нее 2500 измерений координат звезды SAO 98456, сделанными приборами № 31 и № 32.

Справа снимок звезды и ближайшей ее окрестности из Паломарского обзора

Фрагмент карты выполнен в равнопромежуточной проекции небесной сферы на плоскость. В качестве нулевой точки выбраны координаты рассматриваемой звезды. По осям отложены разности между измеренным и каталожным положением звезды. Все показанные на рисунке угловые расстояния измерены по правилам сферической геометрии.

Все последующие примеры относятся к звездам группы № 3.

На рис. 2, построенном по тем же принципам, показан случай наблюдения двумя приборами пары близко расположенных звезд SAO 170196 и SAO 170194. Расстояние между ними $86,4''$. Это значит, что при угловом разрешении приборов $55''/\text{пиксель}$, обе звезды всегда будут наблюдаться как один объект. Рисунок это подтверждает. Центры проекции облаков ошибки ~ 1500 измерений координат звезд обоими приборами совпадают с очень хорошей точностью около $0,5''$, как и в предыдущем случае. При этом оба прибора указывают координаты слившейся пары звезд на соединяющей их линии на расстоянии $27,5''$ от звезды SAO 170194. С учетом параметров собственного движения этих звезд и близости их спектральных классов эту пару можно считать устойчивой на достаточно большом отрезке времени. Ее можно включать в бортовые каталоги приборов, имеющих угловую разрешающую способность порядка $1'$, под одним номером и с поправкой координат на $27,5''$. Аналогичным образом можно поступать с подобными парами, расстояние между которыми меньше, чем в данном случае.

Приведенные примеры демонстрируют хорошие измерительные свойства приборов БОКЗ-М60 и позволяют верить получаемым с их помощью результатам, что оказывается не лишним при взгляде на рис. 3.

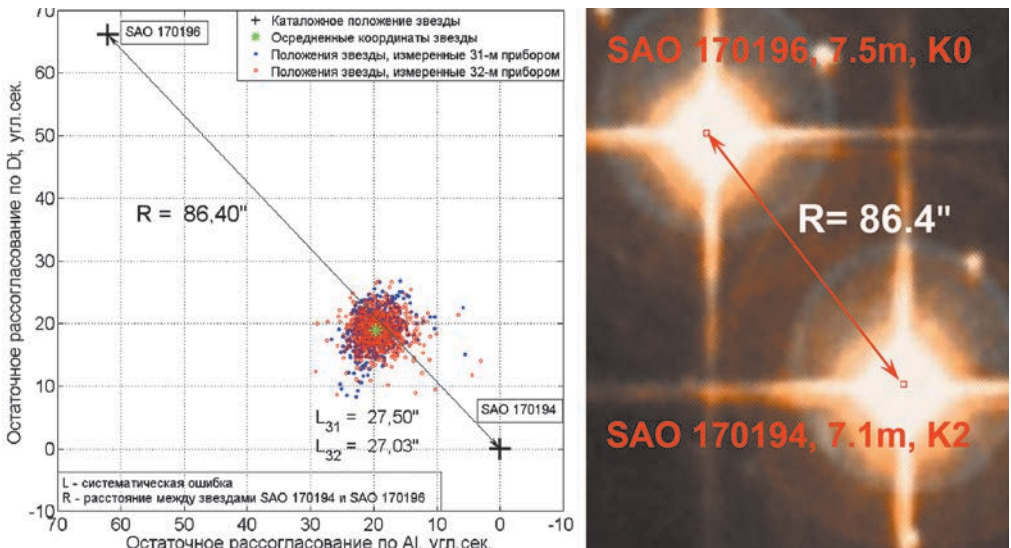


Рис. 2. Фрагмент карты небесной сферы с нанесенными на нее 1500 измерений координат пары близко расположенных звезд SAO 170196 и SAO 170194, измеренные приборами № 31 и № 32. Справа снимок этой пары звезд из Паломарского обзора

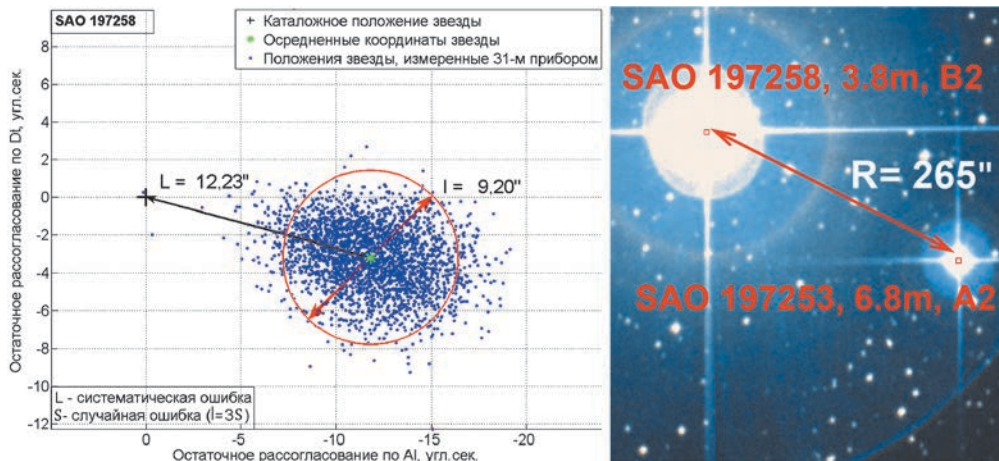


Рис. 3. Распределение случайной составляющей погрешности измерения координат звезды SAO 197258. Справа снимок звезды и ее окрестности из Паломарского обзора

Как и в предыдущем случае, множественные точки на карте показывают положения звезды SAO 197258, рассчитанные на основании экспериментальных данных по большой серии кадров, полученных в процессе движения КА с орбитальной угловой скоростью. Можно было бы ожидать, что выполненные одним прибором многократные измерения координат одной и той же звезды создадут на карте некоторое распределение, отражающее присущую прибору случайную погрешность измерения, расположенную вокруг ее каталожного значения. Однако этого не произошло. Центр облака ошибок измерений расположился в точке, обозначенной звездочкой, на расстоянии $L=12,23''$ от каталожного значения координат звезды, обозначенного крестом.

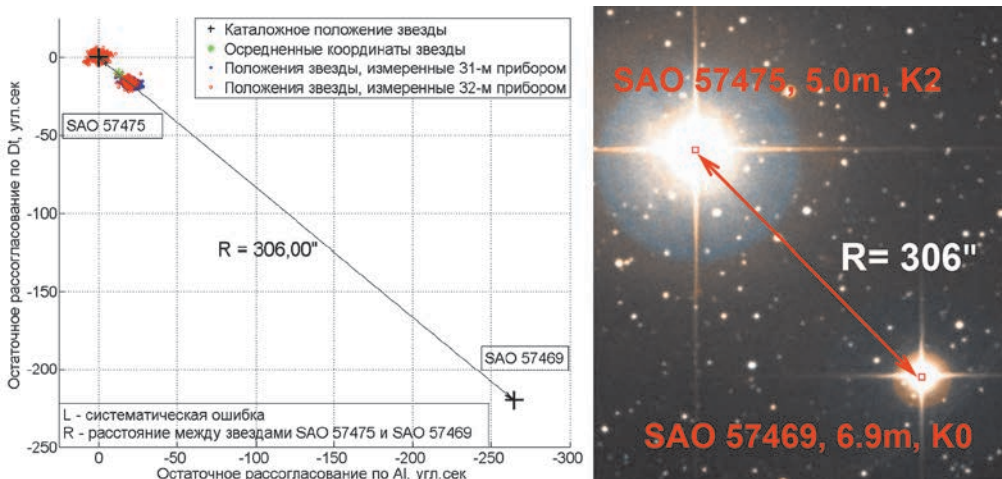


Рис. 4. Влияние звезды SAO 57469 на результаты измерений координат звезды SAO 57475. Справа снимок обеих звезд из Паломарского обзора

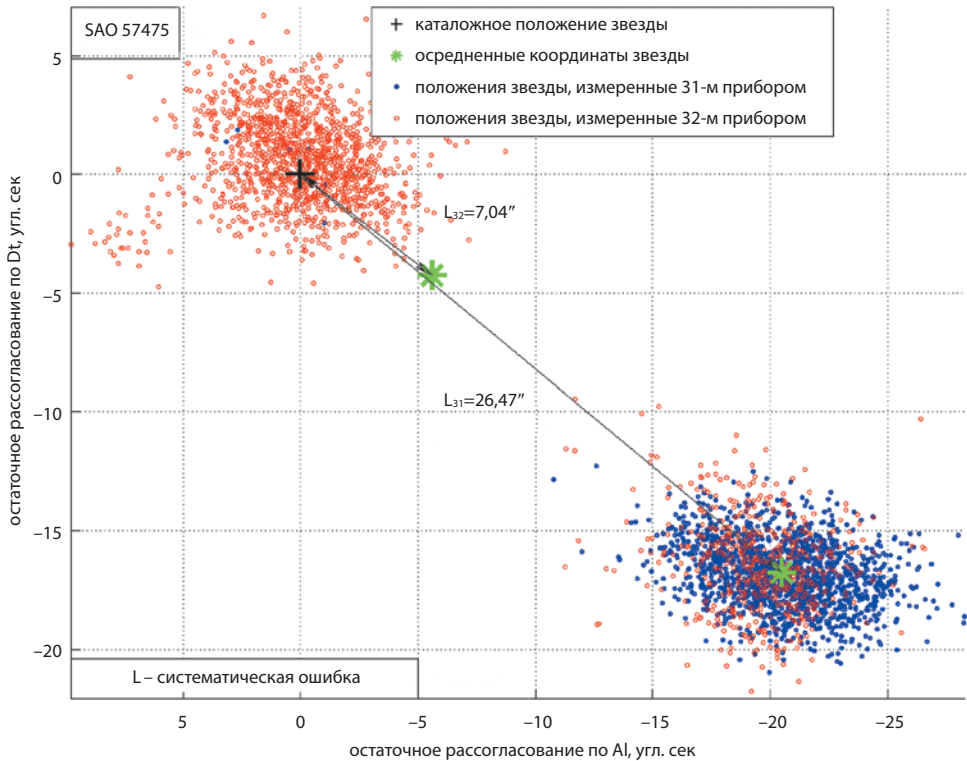


Рис. 5. Увеличенный фрагмент карты неба, демонстрирующий влияние звезды SAO 57469 на результаты измерений координат звезды SAO 57475

Это уже требует объяснения, и оно находится. Снимок звезды SAO 197258 и ее окружения, заимствованный из Паломарского обзора, показывает, что справа от нее на расстоянии в $265''$ наблюдается звезда SAO 197253. Часть излучаемых ею фотонов попадает в пиксели, засвеченные фотонами более яркой звезды SAO 197258, и смещает положение ее центра. Возможно, свой вклад в смещение центра звезды от ее каталожного значения вносит и множество других более мелких источников излучения, наблюдаемых в ее окружении.

Еще более интересными оказались результаты измерения координат звезды SAO 57475. Судя по рис. 4, звезда попеременно занимала два положения: одно практически точно совпадает с каталожным значением, а другое отстоит от него на $26,47''$. На нее оказывает влияние звезда SAO 57469, находящаяся на расстоянии $306''$. Оба прибора демонстрируют практически одинаковое поведение: формируют по два облака ошибок. На рис. 5 показано влияние этого соседства в увеличенном масштабе.

Во всех приведенных примерах координаты центра звезд на ПЗС матрице измерялись центроидным методом. Большое достоинство этого метода заключается в том, что он позволяет с высокой точностью измерить координаты центра яркости любой фигуры на матрице с внутрипиксельной точностью. Вместе с тем звезда должна представлять собой бесконечно удаленный точечный объект, свет

от которого, пройдя через оптическую систему, должен отображать на матрице ее собственную передаточную функцию, представляющую собой симметричную фигуру – гаусоиду. Однако прибор с угловым разрешением в десятки угловых секунд практически всегда имеет дело с целым созвездием, среди которых одна звезда, обычно самая яркая, представлена в бортовом каталоге, а другие нет. Но это не мешает им испускать фотоны, а матрице их суммировать.

Экспериментальные данные наглядно показывают, что вклад звезд окружения в отображение каталожной звезды на матрице искажает ее фигуру. Она перестает быть симметричной, что и фиксирует центроидный метод в форме смещения измеренных координат звезд от их каталожного значения. При этом величина ошибки для каждой звезды индивидуальна и неизменна на достаточно большом отрезке времени.

Картину взаимовлияния звезд иллюстрирует рис. 6. Две звезды на рисунке 6а отстоят друг от друга на некоторое расстояние. Их функции рассеяния точки (ФРТ) пересекаются. Но пиксели матрицы воспринимают общий, идущий от них поток фотонов. В области пересечения ФРТ потоки суммируются. На матрице формируется потенциальный рельеф, показанный на рис. 6б, в результате чего обе звезды сливаются в один объект. При этом левый фронт первой звезды и правый фронт второй звезды (рис. 6а) деформируются.

Далее возможны две ситуации:

- порог отсечки пройдет по варианту 2;
- порог отсечки пройдет выше «синей» звезды, по варианту 1.

В первом случае ошибка будет больше. Во втором случае ошибка будет меньше. В обоих случаях центроидный метод «учтет» деформацию правого фронта каталожной звезды.

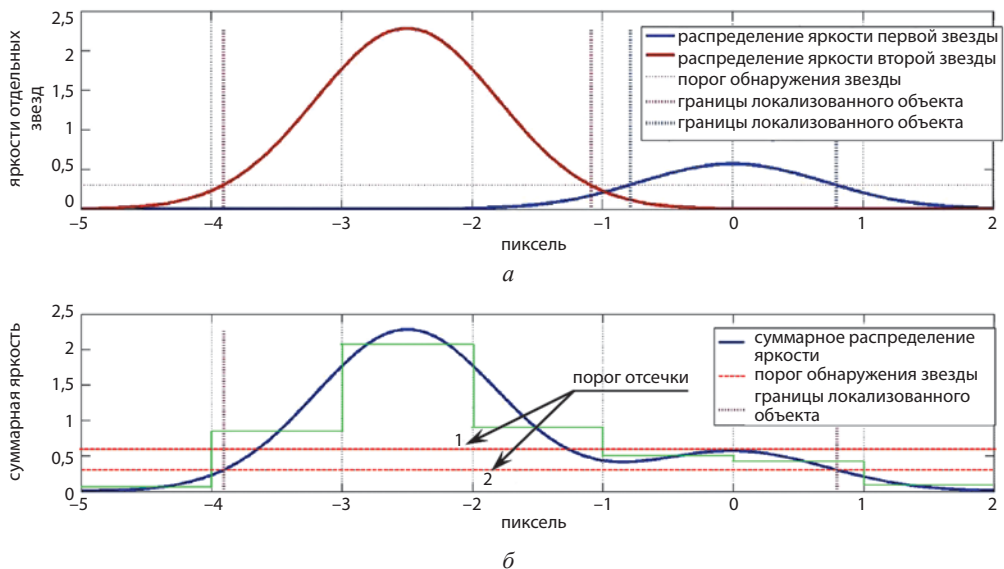


Рис. 6. Иллюстрация слияния двух наблюдаемых звезд в один общий потенциальный рельеф на матрице ПЗС

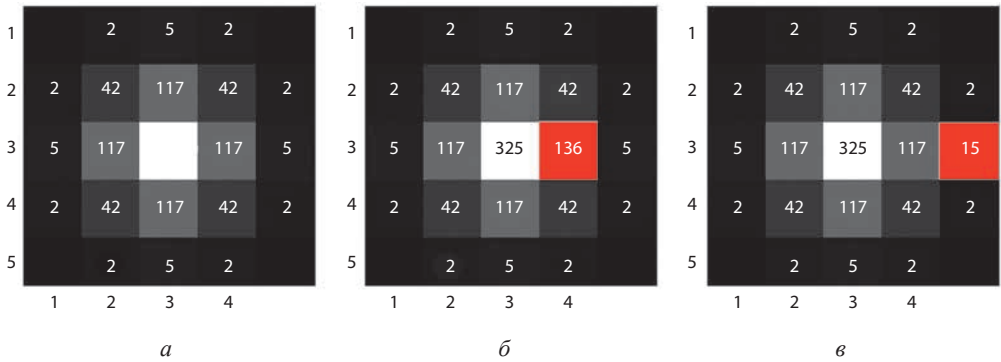


Рис. 7. Зависимость величины смещения центра звезды под влиянием дополнительного источника излучения:

- a)* цифровая модель распределения яркости звезды 7^m , смещение центра – 0
б) симметрия модели звезды 7^m нарушена звездой $11,3^m$, смещение центра – 0,02 пикс.
в) симметрия модели звезды 7^m нарушена звездой $12,1^m$, смещение центра – 0,02 пикс.

Математическое моделирование позволяет получить количественное представление о необходимой величине воздействия, способного сместить координаты наблюдаемой звезды на некоторую величину. Результаты такого моделирования показаны на рис. 7.

На рис. 7а показано «идеальное» симметричное распределение яркости в изображении звезды с магнитудой 7^m с центром, совпадающим с серединой центрального пикселя. Если в соседний с центральным пикселем (рис. 7б) добавится энергия звезды $11,3^m$, расчетное положение центра сместится на 0,02 пикселя (примерно $1''$ для прибора БОКЗ-М60). То же самое произойдет, если во второй от центрального пиксель (рис. 7в) добавится энергия звезды $12,1^m$. Если же в соседний с центральным пиксель добавится энергия звезды $9,5^m$, смещение центра составит уже $10''$.

Заметим, что в реальных условиях энергия звезд фона может добавляться в произвольных соотношениях во все пиксели, участвующие в расчете положения центра звезды. Таким образом, для правильного определения координат любой звезды, входящей в бортовой каталог звездного датчика ориентации, надо учитывать характеристики фона, создаваемого звездами до 12^m в ближайших ее окрестностях.

Как уже упоминалось в начале статьи, ожидаемое общее число звезд каталога БОКЗ-М60, статистические координаты которых отличаются от их каталожных значений на величину от $3''$ до $30''$, составляет 5,7% или около 500. Но координаты основной массы каталожных звезд отличаются от среднестатистических оценок на $1-3''$, что тоже немало.

Систематическая ошибка в измерениях координат звезд проявляет себя незначительным вкладом в случайную ошибку, но главное – она становится основным источником систематической ошибки измерения параметров ориентации в ВСК. Основным, и не поддающимся ни калибровке, ни прогнозированию. Она лишает звездный датчик ориентации того преимущества, которое он имеет

перед другими измерительными приборами: всегда измерять эталон, сравнивая его с хранящимся в его памяти высокоточным описанием эталона.

Описание эталона в виде бортового каталога, содержащего выборку из безупречных астрономических каталогов без учета параметров прибора и условий наблюдения звезд, теряет первоначальный смысл.

Систематическая ошибка в измерениях координат звезд индивидуальна для каждой из них и для каждого типа датчика ориентации. Она должна быть тщательно измерена и учтена в бортовом звездном каталоге.

Приведенные в статье данные многократно проверены на разных приборах, в том числе на приборах с существенно более высоким угловым разрешением. Результат везде один и тот же. Чем выше чувствительность прибора, тем более результаты его измерений оказываются зависимыми от фоновой обстановки вокруг каталожных звезд.

На основании вышеизложенного можно сделать много различных выводов, однако ограничимся лишь одним: для выполнения высокоточных измерений параметров углового движения КА датчикам ориентации необходимы бортовые звездные каталоги, учитывающие угловую разрешающую способность прибора и фоновую обстановку в ближайших окрестностях каждой каталожной звезды.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] *Аванесов Г.А., Бессонов Р.В., Фори А.А., Куделин М.И.* Анализ современного состояния и перспектив развития приборов звездной ориентации семейства БОКЗ // Известия высших учебных заведений Приборостроение. 2015. Т. 58. № 1. С. 3-13.
- [2] *Ахметов Р.Н., Еремеев В.В., Кузнецов А.Е., Мятлов Г.Н., Пошехонов В.И., Стратилатов Н.Р.* Высокоточная геодезическая привязка изображений земной поверхности от КА «Ресурс-П» // Исследование Земли из космоса. 2017. № 1. С.4-53.
- [3] The Palomar Digital Sky Survey (DPOSS). URL: <http://www.astro.caltech.edu/~george/dposs/>
- [4] Vizier, CDS, Strasbourg, France. URL: <http://vizier.u-strasbg.fr/viz-bin/VizieR>

FEATURES OF COORDINATE MEASURING BY OPTO-ELECTRONIC STAR TRACKERS WITH DIFFERENT ANGULAR RESOLUTION

G.A. Avanesov, R.V. Bessonov, P.S. Smetanin, O.V. Filippova, Ya.D. Elyashev

Space Research Institute of the Russian Academy of Sciences (IKI)

Star trackers widely used in Russian and foreign space technology, use small-sized optics, the parameters of which are incomparable with the parameters of astronomical instruments, with which star catalogues are compiled. The huge difference in the angular resolution of both devices leads to the fact that the stars' coordinates measured by the star trackers are often different from the values specified in the star catalogues. The discrepancy between the measured and catalogue values of the star coordinates leads to errors in the orientation parameters calculation, which increase with the improvement of the star trackers.

The article presents the results of experimental study of errors in the measurements of the stars' coordinates caused by differences in the angular resolution of the instruments used for this purpose, as well as the heterogeneity of the star background in the nearest neighborhood of catalog stars.

Keywords: star tracker, astrometry, stars catalogue, systematic error, random error, background radiation, neighborhood of catalog stars, centroidal method.

REFERENCES

- [1] *Avanesov G.A., Bessonov R.V., Forsh A.A., Kudelin M.I.* Analiz sovremennogo sostoyaniya i perspektiv razvitiya priborov zviozdnoi orientatsii semeistva BOKZ (Analysis of the current state and prospects of development of star trackers of the BOKZ family), *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedenyi, Priborostroenie*, 2015, Vol. L, 58, No.1, pp. 3-13.
- [2] *Akhmetov R.N., Ereemeev V.V., Kuznetsov A.E., Myatov G.N., Poshekhonov V.I., Stratilatov N.R.* Vysokotochnaya geodezicheskaya privyazka izobrazheniy zemnoi poverkhnosti ot KA "Resurs-P" (High-precision geolocation of Earth surface images from the "Resurs-P" spacecraft), *Issledovanie Zemli iz kosmosa*, 2017, No.1, pp. 44-53.
- [3] The Palomar Digital Sky Survey (DPOSS). URL: <http://www.astro.caltech.edu/~george/dposs/>
- [4] VizieR, CDS, Strasbourg, France. URL: <http://vizier.u-strasbg.fr/viz-bin/VizieR>

Avanesov Genrikh Aronovich – chief researcher, PhD, professor, genrikhavesov@yandex.ru

Bessonov Roman Valerievich – head of department, PhD, besson777@gmail.com

Smetanin Petr Stanislavovich – junior researcher, guldthen@gmail.com

Filippova Olga Vladimirovna – engineer, 499B@rambler.ru

Elyashev Iakov Dmitrievich – junior researcher, eluashev-jak@yandex.ru

ИССЛЕДОВАНИЕ ЗВЕЗД УЧАСТКА НЕБЕСНОЙ СФЕРЫ ДВУМЯ ДАТЧИКАМИ ОРИЕНТАЦИИ БОКЗ-М60

Г.А. Аванесов, Н.И. Снеткова, О.В. Филиппова, Я.Д. Эльяшев

Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН)

На небольшом участке небесной сферы размером 14° по склонению и 21° по прямому восхождению двумя звездными датчиками ориентации БОКЗ-М60 выполнены многократные измерения координат звезд, входящих в его бортовой каталог. На основании полученных результатов оценены величины случайных и систематических ошибок измерения. Показано, что причины возникновения систематических ошибок неразрывно связаны с фоновым излучением в ближайшей окрестности каталожных звезд. Дана численная оценка вклада систематических ошибок измерения координат звезд в ошибку измерения координат главной точки. Систематические ошибки в измерениях координат звезд, группы которых используются прибором в каждый данный момент времени, преобразуются в ошибку измерения координат главной точки, зависящую от комбинации звезд в каждой из них. Исключить систематические ошибки измерения координат звезд, а, соответственно, и систематические ошибки в расчетах координат главной точки, можно путем внесения в бортовой каталог приборов поправок, учитывающих их параметры и индивидуальные особенности окружения каждой каталожной звезды. Величины необходимых поправок можно измерить, путем статистической обработки результатов многочисленных измерений координат каждой звезды, либо вычислить, зная передаточную функцию прибора и используя астрономических каталог, достаточно подробно описывающий ближайшие окрестности каждой каталожной звезды.

Ключевые слова: звездный датчик, астрометрия, каталог звезд, систематическая ошибка, случайная ошибка, фоновое излучение, звезды окружения.

ВВЕДЕНИЕ

Метрологической основой звездных датчиков ориентации, несомненно, является бортовой звездный каталог. Он составляется на основе определенным образом организованной выборки звезд из больших астрономических каталогов. Несколько десятилетий для этой цели использовался звездный каталог SAO (Smithsonian Astrophysical Observatory). Опубликованный в 1966 году, каталог SAO содержит 258997 звезд до 9,5 звездной величины. Это не первый в мире каталог звезд, который охватывает всю небесную сферу, но именно в нем впервые с относительно высокой точностью указаны параметры собственного движения звезд, что замедляет процесс его старения.

Новая эпоха звездных каталогов началась с запуска в 1989 г. астрометрического космического аппарата Hipparcos (The Hipparcos Space Astrometry Mission). Результатом этой миссии стал каталог Hipparcos, содержащий данные о 118218 звездах с точностью положений и параллаксов на уровне $0,001''$

Аванесов Генрих Аронович – главный научный сотрудник, д.т.н., genrikh-avanesov@yandex.ru

Снеткова Наталья Ивановна – ведущий программист

Филиппова Ольга Владимировна – инженер, 499B@rambler.ru

Эльяшев Яков Дмитриевич – младший научный сотрудник, eluashev-jak@yandex.ru

и каталог Tycho, содержащий свыше 1 млн. звезд, с точностью измерения тех же параметров до $0,025''$ (Hirshfeld, 1991)

Следующим шагом в развитии звездных каталогов станет запущенный в декабре 2013 года космический аппарат Gaia (*Global Astrometric Interferometer for Astrophysics*) (Gaia Archive). Главная его задача – составление подробной карты звезд нашей Галактики с точностью в 40 раз выше, чем это было возможно в миссии Hipparcos. Каталог, составленный по результатам миссии Gaia, вероятно, станет основным инструментом для астрономов на многие годы. Свободный доступ к материалам этого проекта открыт уже с конца 2016 года.

Достижение высокой точности измерения координат звезд в миссиях Hipparcos и Gaia в значительной степени осуществляется за счет использования специализированных астрономических инструментов, угловое разрешение которых в десятки и сотни раз превышает аналогичный параметр звездных датчиков ориентации. Соответственно, в тысячи и десятки тысяч раз большую площадь покрывает на небесной сфере каждый пиксель звездного датчика ориентации. Используемый в них центроидный метод измерения координат звезды на фотоприемной матрице увеличивает эту площадь еще в несколько раз. Все это приводит к тому, что вовлеченная в измерение группа пикселей принимает фотоны не только от каталожной звезды, но и от ее ближайших соседей (Аванесов и др., 2018). В результате измеренные координаты звезд зачастую отличаются от каталожных значений иногда на весьма большую величину.

В работе (Аванесов и др., 2018) приведены статистические данные по результатам исследования величин систематических и случайных погрешностей измерения координат звезд значительного по площади участка небесной сферы, где расположены 1184 каталожные звезды, что составляет 13,5% от общего числа звезд бортового каталога прибора БОКЗ-М60. В этой же работе предложена условная классификация звезд бортового каталога по величине систематической ошибки измерения их координат по отношению к каталожным значениям – L:

- группа № 1 – $L < 1''$,
- группа № 2 – $1'' \leq L < 3''$,
- группа № 3 – $L \geq 3''$.

Задача данной статьи заключается в проверке приведенных в (Аванесов и др., 2018) результатов измерения координат звезд на примере небольшого участка небесной сферы. Его площадь лишь в несколько раз превышает площадь поля зрения прибора БОКЗ-М60. В пределах выбранной площадки можно будет получить данные по величинам систематических ошибок измерения большинства находящихся в нем каталожных звезд и проследить их влияние на результат вычисления параметров ориентации. Карта выбранной для этой цели площадки, получившая условное название «северная», показана на рис. 1.

Площадка наблюдалась двумя приборами БОКЗ-М60 с борта КА «Ресурс-П» № 3 на протяжении 20 суток, то есть примерно на 320 витках.

Бортовые каталоги этих приборов сформированы на базе каталога SAO таким образом, чтобы на любом участке небесной сферы в поле зрения прибора $8^\circ \times 8^\circ$ находилось не менее 6 звезд до 7,5 звездной величины. Всего в бортовой каталог приборов включено 8713 звезд.

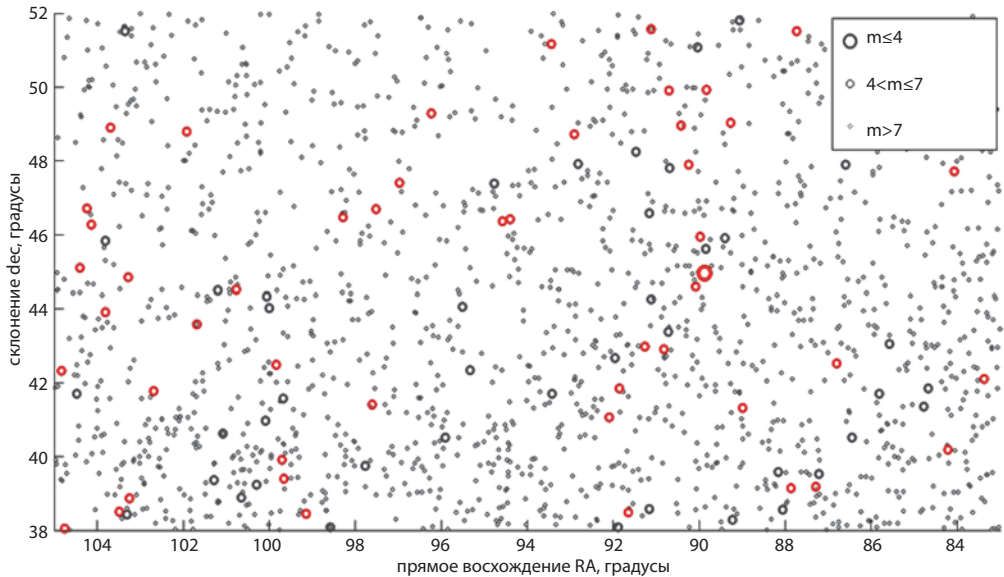


Рис. 1. Карта «северной» площадки. Красным цветом обозначены звезды бортового каталог

На карту «северной» площадки нанесены координаты всех 1433 звезд, содержащихся в каталоге SAO. Звезд до $7,5^m$ на этой площадке – 83. Из них 42 входят в состав бортового каталога. Заметим, что в соответствии с каталогом GAIA (1-й релиз) на этой площадке находится 18567 звезд до 12^m .

На рис. 2 показана картина прохождения каталожных звезд исследуемого участка небесной сферы через поля зрения обоих приборов.

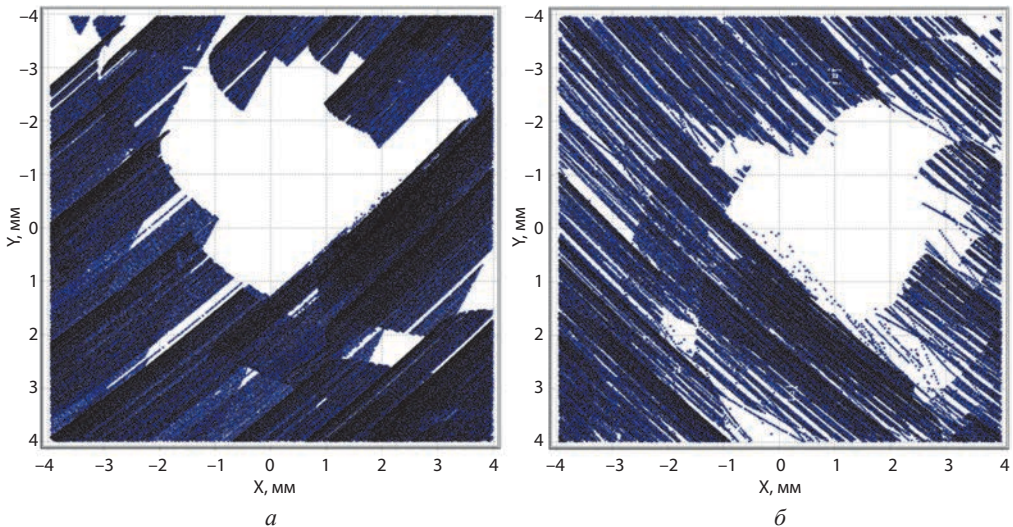


Рис. 2. Картина прохождения звезд исследуемого участка через поля зрения приборов: а) прибор № 31, б) прибор № 32

Следует иметь в виду, что визирные оси приборов № 31 и № 32 развернуты друг относительно друга на угол в 43° . Таким образом, приборы наблюдали одни и те же звезды исследуемого участка в разное время и при разных азимутальных углах. Этим, а также тем, что площадь исследуемого участка соизмерима с размерами полей зрения приборов, обусловлено разное число звезд, принятых приборами в обработку. Прибором № 31 было использовано 29 каталожных звезд, а прибором № 32–33. Разным оказалось и число наблюдений каталожных звезд. Часть поля зрения прибора оказалась не заполнена звездами исследуемой площадки. В этом смысле выбор площадки для исследования оказался не самым удачным.

Звезды, число наблюдений которых оказалось мало, исключались из рассмотрения. В конечном счете, были отобраны результаты измерений 25 звезд, их список приведен в табл. 1. Число наблюдений каждой из них обоими приборами оказалось в пределах от 100 до 23000.

Таблица 1. Список звезд бортового каталога на «северной» площадке

	N_SAO	Mg	Sp	Al, °	Dt, °	прибор № 31			прибор № 32		
						Br	Nel	N	Br	Nel	N
1	40609	6,4	K0	86,81	42,53	1493	14	1380	1426	11	619
2	40720	6,4	G5	89,27	49,03	1055	12	716	907	9	650
3	40756	4,6	M0	89,98	45,94	19836	48	18105	18832	38	8597
4	40769	6,4	G5	90,08	44,59	1825	16	18258	1767	12	7765
5	40778	5,7	A0	90,24	47,90	2576	18	9157	2402	13	5427
6	40789	6,2	K0	90,43	48,96	2392	20	4877	2206	15	3842
7	40801	6	A0	90,70	49,91	1554	14	1393	1420	10	1783
8	40818	6,1	G5	90,82	42,91	1961	15	6422	1856	11	3359
9	40840	5,9	F0	91,26	42,98	2222	17	17246	2084	11	7660
10	40868	6,3	K0	91,86	41,85	1927	15	12565	1702	8	4929
11	40881	6,4	K0	92,10	41,06	1421	13	7942	1338	8	2267
12	40925	6,1	A0	92,90	48,71	2225	15	14495	2092	12	8319
13	40999	6,5	F0	94,39	46,42	818	5	16353	1160	8	8711
14	41010	6,5	K0	94,57	46,36	253	3	1990	655	5	5804
15	41076	5,1	K2	96,22	49,29	8456	33	10845	8165	25	5301
16	41109	6,3	B9	96,96	47,41	1113	12	20116	1049	8	10341
17	41130	6	K0	97,51	46,69	3034	22	22333	2894	14	10979
18	41134	6,6	B8	97,60	41,40	874	9	10074	765	6	4247
19	41168	6,8	B8	98,29	46,48	647	8	16008	653	6	7165
20	41239	5,1	G5	99,83	42,49	7732	26	6914	7096	15	2426
21	41288	5,2	K5	100,77	44,52	6770	26	14487	6615	17	5101
22	41330	5,3	G0	101,68	43,58	4508	21	5642	4284	14	1387
23	41406	6,1	A5	103,28	44,84	1318	11	5023	1225	8	1232
24	41463	4,8	A2	104,40	45,09	4777	20	794	4446	14	230
25	59319	5,3	B8	99,70	39,90	3215	16	315	2925	12	102

В табл. 1 и далее использованы следующие обозначения:

- N_SAO, Mg, Sp – номер, звездная величина и спектральный класс звезд по каталогу SAO;
- Al, Dt – координаты звезды по бортовому каталогу;
- B_r – средняя интегральная яркость звезды (в градациях АЦП);
- Nel – среднее по всем измерениям количество пикселей в звезде;
- N – количество кадров, на которых звезда была распознана.

Виртуальная геометрическая калибровка приборов осуществлялась путем пересчета координат измеренных ими взвешенных центров яркости звезд на ПЗС матрице с учетом предварительно вычисленных поправочных коэффициентов аппроксимирующих полиномов 5-й степени. Вслед за этим проводилось распознавание звезд и уточнение их координат методом наименьших квадратов. Получаемые при этом осредненные значения остаточных рассогласований $dAl_{cp.}$, $dDt_{cp.}$ принимаются здесь как численные приближения измеренных координат звезды к их каталожным значениям.

В табл. 2 приведены статистические данные по полученным в наземных условиях результатам измерений координат 25 звезд. Используются следующие обозначения:

- CKO_dAl, CKO_dDt – среднеквадратичные отклонения остаточных рассогласований по прямому восхождению и склонению звезды в угловых секундах;
- dAl_{cp.} и dDt_{cp.} – средние значения dAl и dDt;
- L – систематическая ошибка измерения координат звезды на небесной сфере в угловых секундах;
- S – случайная ошибка измерения координат звезды в угловых секундах.

Величины L и S не используются в дальнейших вычислениях. Они введены для иллюстрации вклада систематической и случайной составляющих погрешности в общую ошибку измерения.

Систематическая ошибка L вычисляется по формуле:

$$L = \arccos(\sin(Dt) \cdot \sin(Dt + dDt_{cp.}) + \cos(Dt) \cdot \cos(Dt + dDt_{cp.}) \cdot \cos(dAl_{cp.}))$$

где Al, Dt – координаты звезды по бортовому каталогу в пересчете на момент съемки с учетом собственного движения и годичной аберрации.

Случайная ошибка S вычисляется по формуле:

$$SS = \arccos(\sin(Dt + dDt_{cp.}) \cdot \sin(Dt + dDt_{cp.} + CKO_dDt) + \cos(Dt + dDt_{cp.}) \cdot \cos(Dt + dDt_{cp.} + CKO_dDt) \cdot \cos(CKO_dAl)) = \arccos(\sin(Dt + dDt_{cp.}) \cdot \sin(Dt + dDt_{cp.} + CKO_dDt) + \cos(Dt + dDt_{cp.}) \cdot \cos(Dt + dDt_{cp.} + CKO_dDt) \cdot \cos(CKO_dAl)).$$

Анализируя представленные в табл. 1 и 2 данные, можно отметить следующее:

- интегральная яркость звезд фиксируется обоими приборами примерно одинаково;
- число пикселей, занятое одними и теми же звездами на ПЗС матрицах двух приборов отличается примерно в 1,4 раза, что говорит о разной остроте их фокусировки: прибор № 32 сфокусирован острее, чем прибор № 31;
- в большинстве случаев, фиксируемая прибором № 32 систематическая ошибка измерения больше, чем у прибора № 31;
- максимальные и минимальные фиксируемые обоими приборами значения систематических ошибок L измерения координат звезд «северной» площадки различаются почти в 150 раз;
- аномально высокие значения L и S имеет одна звезда SAO 41010.

Таблица 2. Статистические данные по 25 звездам «северной» площадки.
Звезды ранжированы в порядке убывания величины
систематической ошибки L прибора № 31

		прибор № 31					
	N_SAO	dAl _{сп.} , "	dDt _{сп.} , "	L, "	CKO_dAl, "	CKO_dDt, "	S, "
1	41010	-41,119	17,791	33,497	17,582	9,149	15,198
2	41109	-2,007	-3,280	3,550	5,347	2,933	4,659
3	41076	1,386	2,858	2,998	2,634	1,693	2,412
4	40756	-4,096	-0,328	2,867	3,891	1,479	3,084
5	40999	1,800	-2,248	2,568	6,651	2,904	5,428
6	40840	1,201	2,319	2,479	5,036	3,128	4,833
7	40881	3,033	0,112	2,290	4,312	2,732	4,247
8	40609	-2,753	-0,569	2,107	4,360	2,265	3,931
9	41288	2,450	-0,815	1,928	3,675	2,276	3,471
10	41134	1,363	1,612	1,909	5,810	4,949	6,595
11	41463	0,004	-1,588	1,588	3,828	1,715	3,202
12	41330	2,074	0,366	1,547	3,638	1,983	3,299
13	40778	1,172	-1,303	1,521	3,872	1,710	3,109
14	41406	-0,311	1,449	1,465	4,702	2,448	4,138
15	40720	-1,375	0,875	1,257	4,172	2,253	3,544
16	40789	-1,549	0,108	1,023	3,621	1,533	2,829
17	40769	0,502	0,784	0,862	4,603	2,063	3,873
18	40801	0,114	-0,842	0,845	4,051	1,940	3,252
19	41130	0,958	-0,522	0,839	3,606	2,268	3,356
20	40818	0,554	0,734	0,839	5,026	2,315	4,348
21	41168	0,574	-0,633	0,746	5,810	8,334	9,245
22	41239	-0,042	-0,612	0,613	3,281	1,959	3,113
23	40868	-0,816	0,058	0,611	4,247	2,449	4,001
24	40925	0,507	0,170	0,375	4,003	1,812	3,203
25	59319	-0,202	0,169	0,229	3,796	1,895	3,475
		средние значения:		2,822	4,862	2,807	4,474

Таблица 2 (продолжение). Статистические данные по 25 звездам «северной» площадки. Звезды ранжированы в порядке убывания величины систематической ошибки L прибора № 31

		прибор № 32					
	N_SAO	dAl _{сп.} , "	dDtsp., "	L, "	CKO_dAl, "	CKO_dDt, "	S, "
1	41010	-44,047	16,481	34,583	18,333	7,762	14,845
2	41109	-0,317	-3,787	3,793	6,439	2,968	5,274
3	41076	4,902	2,543	4,086	3,825	2,265	3,370
4	40756	-1,159	-1,621	1,810	4,475	2,036	3,719
5	40999	4,302	-2,860	4,120	5,721	2,745	4,806
6	40840	2,449	0,350	1,825	4,724	2,729	4,404
7	40881	2,837	0,121	2,143	3,848	2,833	4,056
8	40609	-2,058	-1,153	1,905	3,429	2,042	3,249
9	41288	5,847	-1,758	4,526	4,290	2,145	3,737
10	41134	2,037	1,699	2,286	5,583	3,199	5,270
11	41463	3,731	-2,287	3,489	4,368	1,764	3,554
12	41330	3,998	-0,115	2,900	4,303	2,007	3,709
13	40778	2,858	-1,615	2,506	4,593	1,994	3,668
14	41406	1,812	1,501	1,976	5,292	2,274	4,389
15	40720	-2,320	1,776	2,339	5,465	2,751	4,518
16	40789	0,926	0,947	1,126	4,593	2,299	3,792
17	40769	2,541	-0,566	1,896	4,508	2,483	4,059
18	40801	-0,056	0,366	0,368	4,422	2,119	3,551
19	41130	4,234	-1,263	3,168	4,566	2,366	3,926
20	40818	1,447	0,042	1,060	3,928	2,154	3,594
21	41168	2,261	-1,936	2,485	6,807	4,501	6,500
22	41239	2,465	-1,319	2,246	4,016	2,012	3,581
23	40868	-0,275	-0,040	0,209	3,724	2,263	3,580
24	40925	2,568	0,245	1,712	8,446	4,023	6,874
25	59319	-0,860	0,779	1,021	3,683	2,289	3,637
		средние значения:		3,583	5,335	2,721	4,626

В табл. 3 приведены сводные данные о распределении звезд по трем группам, характеризующим их по величине систематической ошибки L .

Таблица 3. Распределение звезд на «северной» площадке по величине систематической ошибки

	прибор № 31	прибор № 32
группа № 1 $L < 1''$	9	2
группа № 2 $1'' \leq L < 3''$	14	16
группа № 3 $L \geq 3''$	2	7

Минимальная зафиксированная в данном эксперименте величина систематической ошибки измерения координат звезды SAO 40868 составила $0,2088''$, что как минимум в 20 раз хуже точности каталога SAO. При таких величинах систематических ошибок измерения высокая астрономическая точность бортового звездного каталога практически не используется.

Систематические ошибки в измерениях координат звезд неизбежно переходят в ошибку в решении задачи определения параметров ориентации.

Рассмотрим, как это происходит на примере одного кадра № 919519, сделанного прибором № 31 с координатами главной точки $Al=96,65530^\circ$, $Dt=45,09256^\circ$. Кадр выбран случайным образом из 12 кадров, занимающих центральное положение на исследуемой площадке. Положение выбранного кадра показано на карте «северной» площадки на рис. 3 красными линиями.

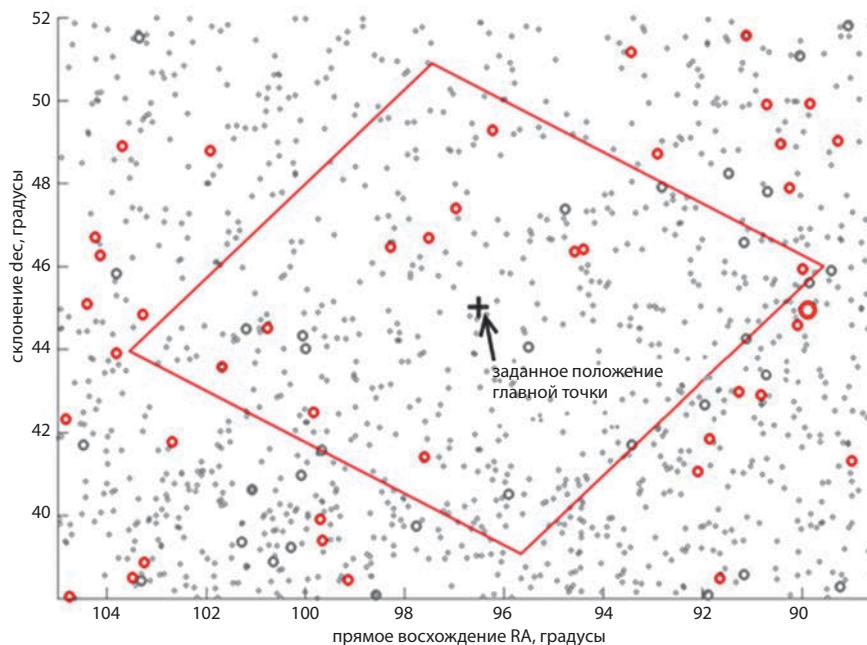


Рис. 3. Положение исследуемого кадра на карте «северной» площадки. Координаты главной точки обозначены крестом

В кадр с координатами главной точки $Al=96,65530^\circ$, $Dt=45,09256^\circ$ попали 10 каталожных звезд, список и координаты которых приведены в табл. 4.

Таблица 4. Координаты звезд в кадре № 919519, полученном прибором № 31

	N_SAO	координаты звезд			
		на небесной сфере		на матрице	
		Al, °	Dt, °	X, пикс.	Y, пикс.
1	41239	99,8327	42,4888	292,1298	31,61564
2	41134	97,6049	41,4014	162,2388	28,5047
3	41330	101,6845	43,5774	404,8339	48,04537
4	41288	100,7706	44,5245	398,6843	123,4328
5	40756	89,9837	45,9368	39,4443	479,8324
6	41130	97,5124	46,6856	345,5658	322,1236
7	41109	96,9628	47,4053	350,6112	375,01868
8	41076	96,2244	49,2879	391,7607	495,9128
9	41168	98,2902	46,4764	367,7543	291,7935
10	41010	94,57	46,3605	223,5970	378,1239

Через уравнения коллинеарности спроецируем звезды этого «идеального» кадра на матрицу прибора и получим «идеально» измеренные им координаты главной точки во второй экваториальной системе координат (Урмаев М.С., 1989):

$$Al=96,65530^\circ [-0,03"], Dt=45,09256^\circ [-0,01"] \quad (1)$$

Фактически, таким образом, мы моделируем обработку «идеального» кадра «идеальным» прибором, для которого звезды – это точечные источники излучения, и их координаты определены с точностью каталога SAO. В квадратных скобках указаны величины ошибок, возникших в ходе математических преобразований из-за ограниченной точности вычислений, достаточной, однако, для работы прибора.

Введем в координаты звезд, приведенные в табл. 2, осредненные значения ошибок их измерения и снова определим положение главной точки. Положение главной точки изменилось на величины, указанные в квадратных скобках:

$$Al=96,65426^\circ [-3,72"], Dt=45,09305^\circ [1,79"] \quad (2)$$

Основной вклад в ошибку измерения внесла звезда SAO 41010. Исключим эту звезду из расчета и снова вычислим координаты главной точки по 9 оставшимся звездам:

$$Al=96,65538^\circ [0,31"], Dt=45,09252^\circ [-0,14"] \quad (3)$$

Теперь «исправим» координаты звезды SAO 41010, в данном случае это означает возвращение ей каталожного значения с введенной осредненной ошибкой ее измерения, и снова вычислим положение главной точки:

$$Al=96,65527^\circ [-0,08"], Dt = 45,09258^\circ [0,08"] \quad (4)$$

Результаты приведенных вычислений сведены в табл. 5 и иллюстрируются рис. 4.

Таблица 5. Ошибки определения координат главной точки

	ошибка определения координат главной точки		угловое расстояние R между «идеальным» и измеренным положением главной точки, "
	dAl, "	dDt, "	
«идеальный» кадр	-0,00	0,00	0,00
результат обработки «идеального» кадра	-0,03	-0,01	0,016
после введения осредненных ошибок в координаты звезд	-3,72	1,79	3,178
после исключения звезды SAO 41010	0,31	-0,14	0,260
после коррекции звезды SAO 41010	-0,08	0,08	0,095
ошибка определения ориентации штатным алгоритмом на борту КА	1,39	1,44	1,744

На рис. 4 в точку (1) – начало координат, помещено положение главной точки «идеального» кадра. Результаты вычисления положения главной точки по координатам звезд «идеального» кадра на рисунке не показаны. Ошибка, полученная при обработке координат звезд «идеального» кадра, слишком мала, ее невозможно отобразить в используемом масштабе.

Точка (2) – ($dAl = -3,72''$; $dDt = 1,79''$) отображает положение главной точки, вычисленное по координатам звезд с внесенными в них осредненными значениями ошибок, взятых из табл. 2. Из точки начала координат радиусом $3,178''$ проведена окружность, которая на равнопромежуточной проекции фрагмента карты отображается эллипсом. Он очерчивает зону, внутри которой предположительно может лежать систематическая ошибка измерения положения координат главной точки, сформированная другими комбинациями звезд.

Малый эллипс с центром в точке начала координат проходит через точку (3) с координатами $dAl = 0,31''$ и $dDt = -0,14''$, соответствующими результату вычисления координат главной точки по 9 звездам. Предполагается, что внутри малого эллипса должны были бы лежать минимальные значения систематической ошибки измерения координат главной точки.

Коррекция положения звезды SAO 41010 не вернула координаты главной точки в исходную позицию, но дала очень хорошее приближение к нему, которое невозможно отобразить на рисунке выбранного масштаба.

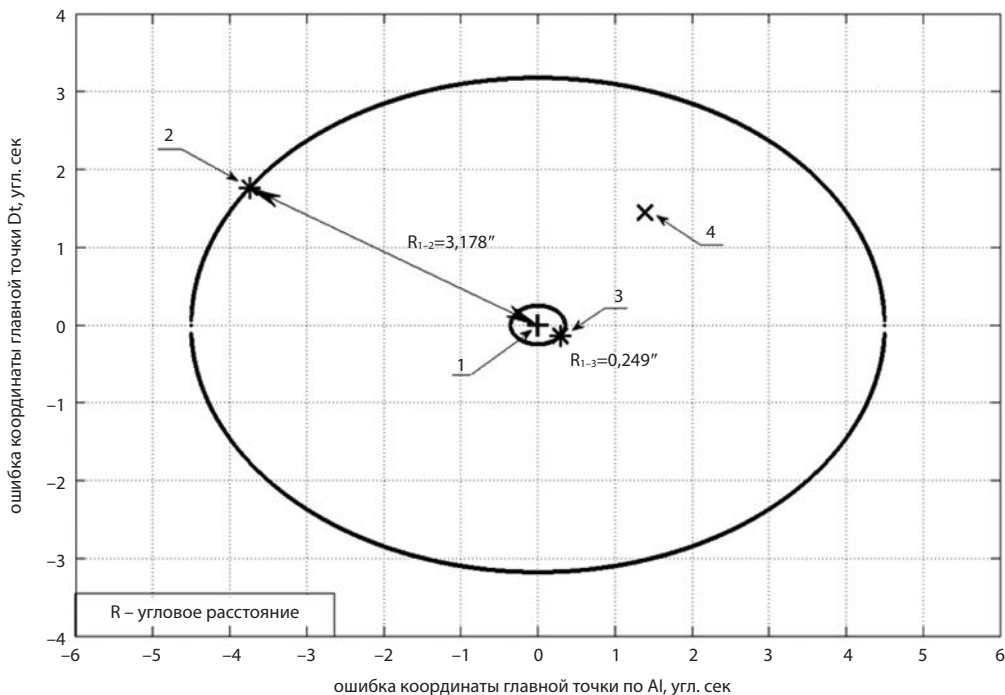


Рис. 4. Увеличенная карта окрестности «идеального» положения главной точки исследуемого кадра

Последняя нанесенная на карту точка (4) отображает результат расчета координат главной точки, выполненный бортовым алгоритмом в реальных условиях при наличии одновременно и систематических и случайных ошибок измерения координат звезд. В этом измерении $R=1,744''$. Бортовой алгоритм в этом измерении отверг звезду SAO 41010 по признаку большой величины остаточного рассогласования.

Судя по табл. 1, звезда SAO 41010 участвовала примерно в одном из восьми измерений прибора № 31 и в пяти из восьми измерений в приборе № 32. В остальных случаях она браковалась бортовой программой. Можно с большой долей уверенности предполагать, что каждое использование этой звезды в расчетах приводило к увеличению ошибки измерения координат главной точки. А при ее исключении вклад систематической составляющей ошибки в каждое конкретное измерение с участием данной группы из 9 звезд не превышал $0,260''$. Все остальное добавлялось за счет случайной составляющей ошибки измерения.

С учетом того, что ожидаемое число звезд с аномальными параметрами ошибок измерения порядка 500, их вклад в ошибки измерения может быть весьма велик. Такие звезды должны либо исключаться из бортовых каталогов, либо в их координаты должны вноситься необходимые поправки.

Полученные для выбранного нами «идеального» кадра значения минимальной и максимальной ошибки измерения координат главной точки, обусловленных исключительно систематическими ошибками в измерениях координат звезд, дают представления об их возможных величинах.

Не требует доказательства тот факт, что систематические ошибки в измерениях координат звезд, группы которых используются прибором в каждый данный момент времени, преобразуются в ошибку измерения координат главной точки, зависящую от комбинации звезд в каждой из них. По рис. 2 видно, что каталожные звезды находятся в кадре разное время. При равномерном движении КА, например, с орбитальной угловой скоростью, максимальное время прохождения звезды через все поле зрения прибора типа БОКЗ-М60 может составить от 120 с поперек кадра и до 260 с по диагонали. В то же время, другие каталожные звезды могут оказываться в поле зрения прибора гораздо меньшее время.

Вход звезды в поле зрения прибора и выход из него каждый раз приводит к новым комбинациям величин систематических ошибок и, в конечном счете, к очередному изменению вклада в ошибку измерения координат главной точки.

Природа возникновения систематической ошибки в измерениях координат звезд хорошо понятна из всего предыдущего, однако разъясним ее еще раз в цифрах на примере прибора БОКЗ-М60.

При угловом размере пикселя прибора БОКЗ-М60 $55''$ и среднем размере звезды порядка 16–20 пикселей анализируемая ими площадь на небесной сфере может занимать область $220''$ на $220''$ и более, до $300''$ на $300''$. Такая площадь на небесной сфере может покрывать и реально покрывает целые созвездия. Чтобы убедиться в этом, рассмотрим ситуацию, показанную на рис. 5. По удачному стечению обстоятельств в бортовом каталоге приборов на исследуемой площадке присутствовали две близко расположенные звезды SAO 41010 и SAO 40999. Из рис. 5а видно, что измерения координат звезд на матрице оказались взаимосвязанными.

Неудивительно, что оба прибора, используя центроидный метод измерения координат звезд на ПЗС матрице, дают показанные в увеличенном виде на рис. 6 ошибки в измерениях координат звезды, демонстрируя при этом и разницу в их настройках. Сфокусированный менее остро прибор № 31 имеет большую полугирину передаточной функции. Из-за этого звезда на матрице отображается

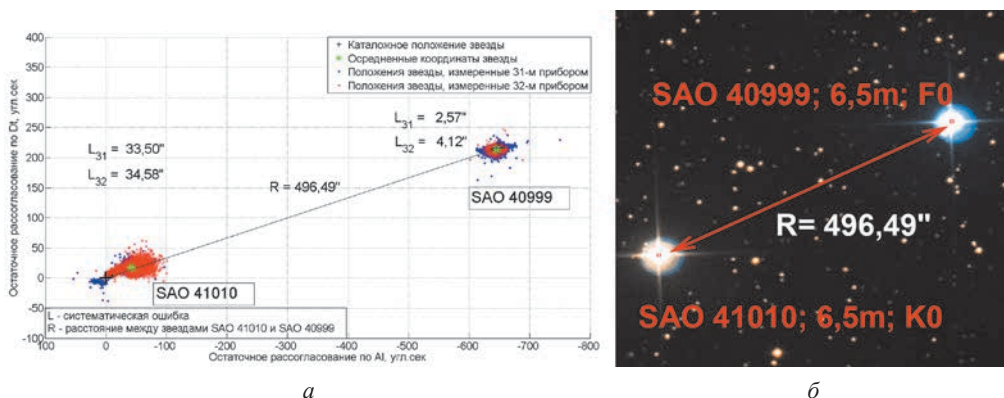


Рис. 5. Ближайшие окрестности звезд SAO 41010 и SAO 40999:

а) на карте показаны результаты измерения приборов № 31 и № 32;

б) на снимке из Паломарского обзора (The Palomar Digital Sky Survey (DPOSS), VizieR, CDS)

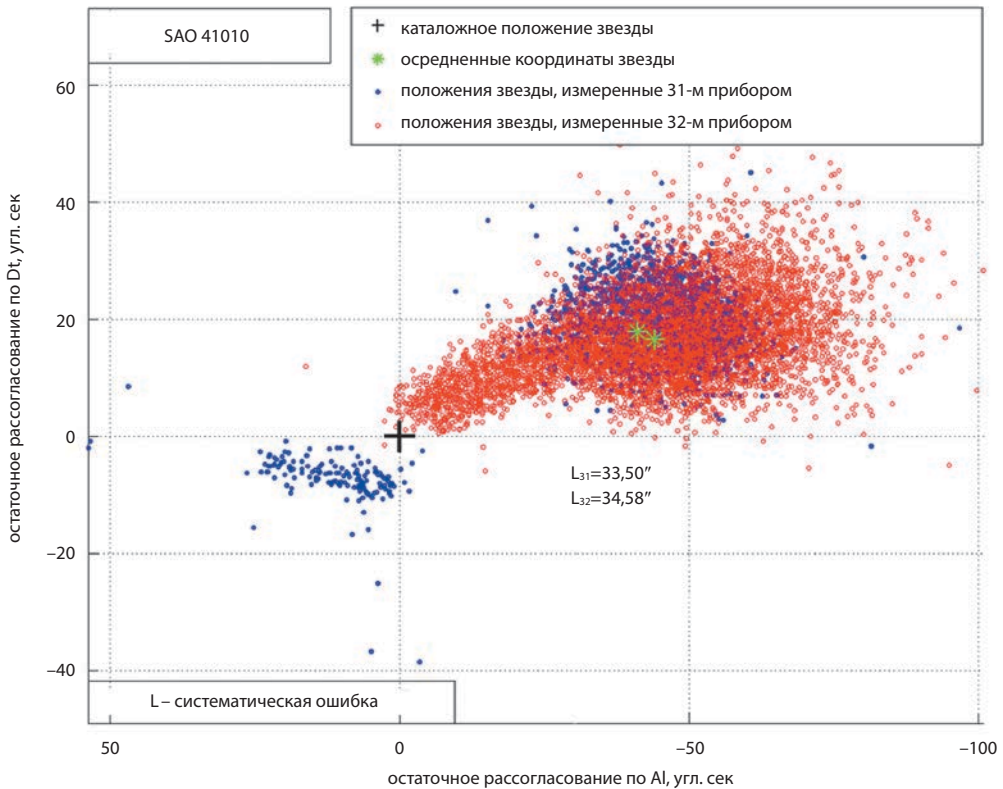


Рис. 6. Результаты измерений координат звезды SAO 41010 двумя приборами БОКЗ-М60 и их средневзвешенных значений

большим числом пикселей, что делает результат измерения центра звезды более зависимым от соседства. Незначительные флуктуации порога отсечки при локализации звезды приводят к тому, что один или несколько пикселей либо входят, либо не входят в число участников измерения. В итоге этот прибор формирует два облака ошибок измерения. Но осредненные результаты измерений обоих приборов с точностью до секунды указывают координаты звезды, отличающиеся от каталожных значений более чем на $30''$. Такой результат нельзя считать ошибкой прибора. Это результат несоответствия каталога наблюдательным возможностям приборов.

Поскольку в рамках данной работы мы используем результаты выполненных на борту измерений координат звезд на матрице, не представляется возможность устранить те незначительные флуктуации порога отсечки которые приводят к появлению двух облаков ошибок измерения у прибора № 31. Понятно, что если в ближайшем окружении каталожной звезды оказывается хотя бы одна звезда 12^m , центроидный алгоритм вычисления координат заметит это и отреагирует на ее появление смещением расчетного положения центра.

Таким образом, еще раз подчеркнем, звезды, включаемые в бортовой каталог датчика ориентации, всегда наблюдаются им на фоне множества других объектов, значительная часть которых лежит за пределами его разрешающей способности, что не мешает им вносить свой вклад в результат измерения положения звезды на матрице. В результате, точность измерения координат звезд зависит как от свойств самого прибора, так и от индивидуальных для каждой каталожной звезды особенностей окружающих ее ближайших окрестностей.

Устранить или многократно уменьшить величину систематической ошибки измерения координат звезд можно одним единственным способом: привести бортовой каталог в соответствие с наблюдательными возможностями используемого для измерения прибора. Координаты звезд бортового каталога должны отличаться от указываемых в астрономических каталогах на строго измеренную или вычисленную величину, учитывающую параметры прибора и фоновую обстановку в ближайших окрестностях каждой каталожной звезды.

Приведенные в табл. 2 осредненные значения остаточных рассогласований $dAlcp$, $dDtcp$ являются для каждой звезды численным приближением к значению необходимой поправки, которую следует внести в бортовой каталог. Отчасти это показано в численном эксперименте, иллюстрируемом рис. 3 и 4, а также табл. 5.

Поправки в бортовой каталог можно вычислить. Для этого необходимо, зная в деталях передаточную функцию прибора, смоделировать с помощью нее изображения каждой каталожной звезды и объектов ее окружения, получить величины поправок и внести их в бортовой каталог.

Подведем некоторые итоги проведенных исследований:

1. Систематические ошибки измерения координат звезд возникают в звездных датчиках ориентации из-за несоответствия бортовых каталогов наблюдательным возможностям приборов.
2. При вычислении параметров ориентации по группе звезд их систематические ошибки отчасти нивелируются, однако не исчезают полностью и входят в величину систематической ошибки ВСК, становясь главной ее составляющей. В приборах типа БОКЗ-М60 такая ошибка может иметь величину до $\pm 3''$ по осям Al и Dt .
3. Исключить систематическую ошибку измерения координат звезд, а, соответственно, и систематическую ошибку в расчетах координат главной точки, можно путем внесения в бортовой каталог приборов поправок, учитывающих их параметры и индивидуальные особенности окружения каждой каталожной звезды.
4. Величины необходимых поправок можно измерить, как это было показано путем статистического анализа результатов многочисленных измерений координат каждой звезды, либо вычислить, зная передаточную функцию прибора и используя астрономический каталог, достаточно подробно описывающий ближайшие окрестности каждой каталожной звезды.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Аванесов Г.А., Бессонов Р.В., Сметанин П.С., Филиппова О.В., Эльяшев Я.Д. Особенности измерения координат звезд оптико-электронными приборами с различными угловыми разрешениями // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2018 г. В настоящем выпуске.
- [2] Урмаев М.С. Космическая фотограмметрия: Учебник для вузов // М. – Недра, 1989 г.
- [3] Gaia Archive (электронный ресурс). URL: <http://gea.esac.esa.int/archive/>
- [4] The Hipparcos Space Astrometry Mission (электронный ресурс). URL: <https://www.cosmos.esa.int/web/hipparcos>
- [5] *Hirshfeld A.* Sky Catalogue 2000.0// Cambridge University Press, 1991
- [6] The Palomar Digital Sky Survey (DPOSS) (электронный ресурс) URL: <http://www.astro.caltech.edu/~george/dposs/>
- [7] VizieR, CDS, Strasbourg, France (электронный ресурс). URL: <http://vizier.u-strasbg.fr/viz-bin/VizieR>

STUDYING THE STARS OF THE CELESTIAL SPHERE SECTION BY TWO BOKZ-M60 STAR TRACKERS

G.A. Avanesov, N.I. Snetkova, O.V. Filippova, Ya.D. Eliashev

Space Research Institute of the Russian Academy of Sciences (IKI)

Two star trackers BOKZ-M60 made multiple measurements of the coordinates of the stars included in its onboard catalog on a small area of the celestial sphere with the size of 14° by declination and 21° by direct ascension. The values of random and systematic measurement errors were estimated based on the results obtained. It is shown that the causes of systematic errors are inextricably related to the background radiation in the nearest neighborhood of catalog stars. The contribution of systematic errors in the stars' coordinates measurement to the error of the main point's coordinates measurement is numerically estimated. Systematic errors in the measurement of stars' coordinates, the groups of which are used by the star tracker at each given time, are converted into a measurement error of the main point's coordinates, depending on the combination of stars in each group. It is possible to exclude systematic errors of stars' coordinates measurement and, consequently, systematic errors in the calculation of the principal point's coordinates by making corrections in the instrument's onboard catalog, taking into account their parameters and individual characteristics of each catalog star's neighborhood. The values of the necessary corrections can be measured by statistical processing of the results of numerous measurements of each star's coordinates, or calculated, knowing the star tracker transfer function and using the astronomical catalog, describing in detail the nearest neighborhood of each catalog star.

Keywords: star tracker, astrometry, star catalogue, systematic error, random error, background radiation, neighborhood of catalog stars.

REFERENCES

- [1] Avanesov G.A., Bessonov R.V., Smetanin P.S., Filippova O.V., Eliashev Ja. D. Osobennosti izmereniya koordinat zviozd optiko-elektronnymi priborami s razlichnymi uglovymi razresheniyami (Features of coordinate measuring by opto-electronic star trackers with different angular resolution), *Sovremennye problemy distantsionnogo zondirovaniya Zemli iz kosmosa*, 2018, in this issue.

- [2] *Urmaev M.S.* Kosmicheskaya fotogrammetriya (Space photogrammetry), Uchebnik dlya vuzov, Moscow, Nedra, 1989
- [3] Gaia Archive. URL: <http://gea.esac.esa.int/archive/>
- [4] The Hipparcos Space Astrometry Mission. URL: <https://www.cosmos.esa.int/web/hipparcos>
- [5] *Hirshfeld A.* Sky Catalogue 2000.0// Cambridge University Press, 1991
- [6] The Palomar Digital Sky Survey (DPOSS). URL: <http://www.astro.caltech.edu/~george/dposs/>
- [7] VizieR, CDS, Strasbourg, France. URL: <http://vizier.u-strasbg.fr/viz-bin/VizieR>

Avanesov Genrikh Aronovich – chief researcher, PhD, professor, genrikhavesov@yandex.ru

Snetkova Natalia Ivanovna – leading programmist

Filippova Olga Vladimirovna – engineer, 499B@rambler.ru

Elyashev Iakov Dmitrievich – junior researcher, eluashev-jak@yandex.ru

ЭКСПЕРИМЕНТ ПО КОРРЕКЦИИ ФРАГМЕНТА БОРТОВОГО КАТАЛОГА ПРИБОРА БОКЗ-М60

Г.А. Аванесов, А.Н. Куркина, О.В. Филиппова, Я.Д. Эльяшев

Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН)

По вычисленным в работе (Аванесов, Снеткова и др., 2018) данным в бортовой каталог прибора БОКЗ-М60 внесены поправки в координаты компактно расположенной группы из 25 каталожных звезд. С использованием уточненного таким образом каталога проведены расчеты параметров ориентации по серии кадров наблюдения участка небесной сферы, где сосредоточены эти звезды. Выполнена оценка величин случайной и систематической составляющих погрешности измерения координат звезд, а также ошибок определения координат главной точки. Внесение поправок в координаты звезд бортового каталога действительно приводит к значительному уменьшению величин систематических ошибок в измерениях координат звезд и, соответственно, координат главной точки. Таким образом, подтверждена целесообразность приведения бортового каталога в соответствие с наблюдательными возможностями прибора. Однако использование статистического метода для приведения бортовых каталогов в соответствие с наблюдательными возможностями звездных приборов в современных условиях вряд ли целесообразно. Появление новейших звездных каталогов, создаваемых в рамках Европейского проекта Gaia, делает более перспективным прямой пересчет указанных в нем координат звезд в координаты звезд бортового каталога с учетом наблюдательных возможностей используемого прибора.

Ключевые слова: звездный датчик, астрометрия, каталог звезд, систематическая ошибка, случайная ошибка, фоновое излучение, звезды окружения, центроидный метод, коррекция каталога, статистический метод.

ВВЕДЕНИЕ

В работах (Аванесов, Снеткова и др., 2018; Аванесов, Бессонов и др., 2018) на основе экспериментальных данных показана необходимость приведения бортовых звездных каталогов в соответствие с наблюдательными возможностями используемых звездных датчиков ориентации. Для этого необходимо внести соответствующие поправки в координаты звезд бортового каталога. При этом его астрономическая точность не должна быть нарушена. Величины поправок должны быть точно измерены или вычислены.

Измерить необходимые величины поправок можно, используя показания датчика ориентации. Величина систематической ошибки измерения координат звезд, по сути, и есть искомая величина необходимой поправки. Ее можно вычислить на статистической основе, как это показано в (Аванесов, Снеткова и др., 2018).

Вычислить необходимую величину поправок для каталогов большинства ныне используемых приборов можно, располагая высокоточным астрономи-

Аванесов Генрих Аронович – главный научный сотрудник, д.т.н., genrikh-avanesov@yandex.ru

Куркина Анна Николаевна – научный сотрудник, kurkinaan@mail.ru

Филиппова Ольга Владимировна – инженер, 499B@rambler.ru

Эльяшев Яков Дмитриевич – младший научный сотрудник, eluashev-jak@yandex.ru

ческим каталогом звезд до 12^m включительно. Для приборов с более высокой чувствительностью, которые неизбежно появятся в ближайшем будущем, скорее всего, придется использовать каталоги звезд до 15^m .

Задача данной работы заключается в том, чтобы на примере полученных в ходе полета КА результатов регулярных наблюдений группы из 25 звезд, показать возможность измерить величины необходимых поправок в их каталожные координаты и снизить за счет этого величину систематических ошибок измерений координат звезд и, соответственно, координат главной точки.

Работа строится на полученных в (Аванесов, Снеткова и др., 2018; Аванесов, Бессонов и др., 2018) результатах.

Воспользуемся вычисленными статистическим путем в работе (Аванесов, Снеткова и др., 2018) данными, характеризующими величины систематических ошибок измерения координат 25 звезд бортового каталога прибора БОКЗ-М60. Внесем их в качестве поправок в бортовой каталог и повторим заново процедуры статистической обработки всего массива имеющихся в нашем распоряжении данных по двум приборам.

Формат журнальной статьи не позволяет привести весь объем получаемых промежуточных результатов, представляемых в виде таблиц и рисунков. Ограничимся лишь необходимым минимумом.

В табл. 1 приведены вычисленные по бортовому каталогу и осредненные по большому числу наблюдений величины ошибок измерений координат звезд dA_1 , dDt и L в угловых секундах. Эти данные внесены в качестве поправок в каталожные значения координат A_1 и Dt . После этого запущен стандартный алгоритм вычисления координат звезд и координат главной точки по большой серии кадров.

Видно, что после первой итерации величины dA_1 , dDt и L уменьшились почти в 10 раз.

Процедура коррекции бортового каталога повторена еще раз. Поправки снова введены в каталожные координаты звезд. Снова выполнены процедуры вычисления координат звезд и главной точки. Видно, что вновь полученные величины остаточных рассогласований уменьшились еще почти в три раза. Продолжать коррекцию каталога далее в рамках данного эксперимента не имеет смысла, так как уже полученный результат достаточно представительен.

Из табл. 1 следует, что в результате второй коррекции каталога систематическая ошибка измерения координат всех звезд по A_1 и Dt стала менее $0,5''$. Каталогные координаты звезд стали ближе к фактическим центрам распределения облаков ошибок измерения, что говорит о принципиальной возможности учесть в каталоге наблюдательные особенности прибора.

Однако в деталях картина не столь оптимистична. Только две звезды SAO 40999 и SAO 40925 после коррекции показали $dA_1 = -0,004''$ и $-0,003''$, $dDt = -0,013''$ и $0,014''$, соответственно. В то же время звезда SAO 41010 показала $dA_1 = -0,333''$ и $dDt = 0,143''$, что, соответственно, в 80 и в 10 больше, чем у двух предыдущих. Ошибки измерения координат остальных звезд заняли промежуточные значения.

Для понимания особенностей «поведения» каждой из них препарируем серию из 12 кадров, в каждый из которых входит 9 из представленных в табл. 1 каталожных звезд, обозначенных тонировкой.

Таблица 1. Исходные данные и результаты коррекции бортового каталога

		исходные данные по бортовому каталогу			результаты первой коррекции			результаты второй коррекции		
	N_SAO	dAl, "	dDt, "	L, "	dAl, "	dDt, "	L, "	dAl, "	dDt, "	L, "
1	41010	-41,119	17,791	33,497	-3,749	1,670	3,080	-0,333	0,143	0,271
2	41109	-2,007	-3,280	3,550	0,100	-0,139	0,154	0,027	-0,033	0,038
3	41076	1,386	2,858	2,998	0,137	-0,028	0,093	0,053	-0,043	0,055
4	40756	-4,096	-0,328	2,867	-0,152	0,017	0,107	-0,037	0,007	0,027
5	40999	1,800	-2,248	2,568	0,002	-0,039	0,039	-0,004	-0,013	0,013
6	40840	1,201	2,319	2,479	-0,105	0,075	0,108	-0,048	0,011	0,037
7	40881	3,033	0,112	2,290	0,207	0,008	0,156	-0,021	0,017	0,023
8	40609	-2,753	-0,569	2,107	-0,096	-0,266	0,275	-0,025	-0,098	0,100
9	41288	2,450	-0,815	1,928	0,086	-0,118	0,133	0,045	-0,041	0,052
10	41134	1,363	1,612	1,909	0,350	-0,031	0,265	0,140	-0,025	0,108
11	41463	0,004	-1,588	1,588	0,392	-0,015	0,277	0,188	0,103	0,168
12	41330	2,074	0,366	1,547	0,409	0,142	0,329	0,184	0,045	0,141
13	40778	1,172	-1,303	1,521	-0,173	-0,013	0,117	-0,102	0,012	0,070
14	41406	-0,311	1,449	1,465	0,274	0,279	0,341	0,149	0,080	0,133
15	40720	-1,375	0,875	1,257	-0,806	0,013	0,529	-0,397	-0,030	0,262
16	40789	-1,549	0,108	1,023	-0,482	-0,057	0,321	-0,205	-0,002	0,135
17	40769	0,502	0,784	0,862	-0,125	0,104	0,137	-0,049	0,020	0,041
18	40801	0,114	-0,842	0,845	-0,586	0,023	0,378	-0,323	0,005	0,208
19	41130	0,958	-0,522	0,839	0,049	-0,094	0,100	0,010	-0,025	0,026
20	40818	0,554	0,734	0,839	0,016	0,091	0,092	-0,045	0,018	0,038
21	41168	0,574	-0,633	0,746	0,054	-0,205	0,208	0,035	-0,045	0,051
22	41239	-0,042	-0,612	0,613	0,447	-0,021	0,330	0,190	0,006	0,140
23	40868	-0,816	0,058	0,611	-0,096	0,008	0,072	-0,053	0,014	0,042
24	40925	0,507	0,170	0,375	0,098	0,038	0,075	-0,003	0,014	0,014
25	59319	-0,202	0,169	0,229	0,290	-0,034	0,225	0,198	0,038	0,156
средние значения:				2,822			0,318			0,094

Самой «хорошей» в этой серии кадров оказалась звезда SAO 41239. Результаты ее исследования приведены на рис. 1. На фрагменте карты небесной сферы вверху красными точками показано облако ошибок большого, около 7000, числа измерений координат звезды. Видно, что центр распределения облака ошибок находится в непосредственной близости как от уточненного, так и от старого каталожного положения звезды. К незначительному смещению облака ошибок по отношению к ее каталожному значению приводит находящаяся на расстоянии $R=52''$ звезда с магнитудой $11,4^m$ (согласно первому релизу каталога Gaia). Изображение звезды и ее ближайшей окрестности приведено из Паломарского обзора (The Palomar Digital Sky Survey (DPOSS), VizieR, CDS, Strasbourg, France). На плотное облако ошибок синими точками наложены результаты наблюдения той же звезды, полученные по 12 кадрам. Видно, что в результате коррекции положение центра облака ошибок вплотную приблизилось к новому каталожному значению ее координат. При этом значения случайной ошибки измерения, вычисленные по большому и по малому числу измерений, примерно совпадают.

Левый график внизу показывает, что ошибки измерения колеблются вокруг незначительной по величине систематической ошибки измерения, а график экстремумов быстрой сходимостью подтверждает случайный характер ошибок в каждом такте измерений. График экстремумов построен по точкам, полученным из одиночных и суммированным по два, по три и т.д. измерениям.

Примерно также ведет себя звезда SAO 41330, препарирование которой показано на рис. 2. На расстоянии $R=31''$ от нее находится звезда SAO 41333 с магнитудой $8,8^m$. Здесь коррекция каталога также выполняет облагораживающую роль, сближая центр облака ошибок с новым значением ее каталожных координат. Значения случайной ошибки измерения, вычисленные по малой и большой выборке, также отличаются незначительно.

Обе пары звезд для прибора с угловым разрешением $55''/\text{пиксель}$ воспринимаются как один объект, который можно указывать в бортовом каталоге под одним именем с соответствующей поправкой координат.

В обоих приведенных на рис. 1 и 2 примерах соседняя звезда вносит свой вклад в энергию, попадающую на центральный или соседний с ним пиксель матрицы, формирующий изображение каталожной звезды. Несколько иначе выглядит картина, когда соседняя звезда вносит свой вклад в пиксели, находящиеся на периферии передаточной функции каталожной звезды, где даже небольшие флуктуации порога отсечки могут приводить к значительным ошибкам измерения.

Звезда SAO 40756, показанная на рис. 3, демонстрирует именно такую картину. Коррекция каталога, основанная на большой статистике, как и в предыдущих случаях, сблизил центр распределения ошибки измерения с новыми каталожными координатами звезды, что хорошо видно на фрагменте карты небесной сферы слева вверху рисунка. В то же время, статистика по 12 кадрам на фрагменте карты справа указывает, что центр облака ошибок смещен по оси A_1 на $5,56''$. Сопоставим это число с величиной случайной ошибки измерения. Величины случайных ошибок по большой и по малой статистике отличаются друг от друга в два раза. Это говорит о том, что при прохождении звезды через поле зрения прибора низкочастотная ошибка измерения ее координат может достигать величины $\pm 5,5''$.

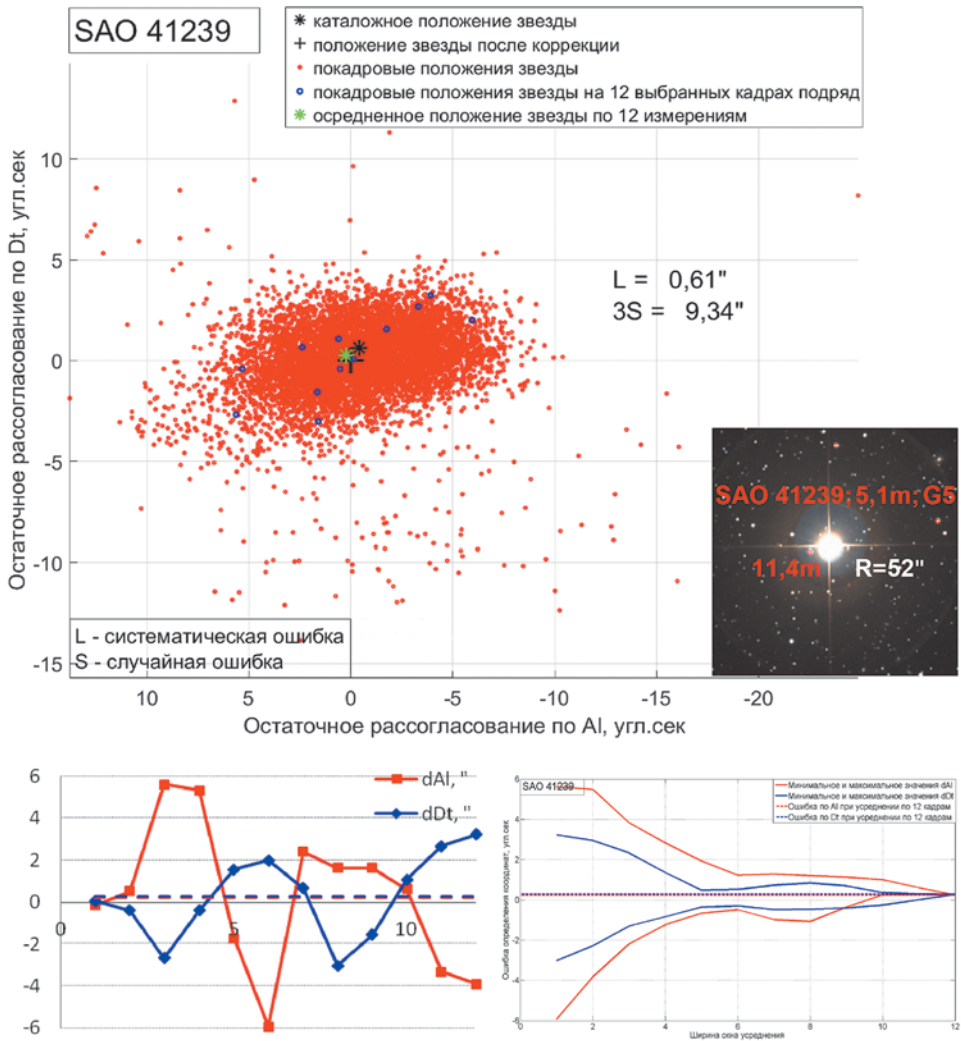


Рис. 1. Особенности звезды SAO 41239

Звезда SAO 40756 относится к спектральному классу M и плохо согласуется со спектральной характеристикой используемого в приборе объектива и фотоприемной матрицы. Число пикселей, образующих ее изображение, как минимум в два раза превышает среднее их значение для остальных звезд. С учетом неравномерности чувствительности по полю изображения прибора, число занятых звездой пикселей при движении по нему от краев к центру может изменяться. Синхронно с ней изменяется и число пикселей занятых соседней звездой SAO 40742. В какие-то моменты времени из-за наложения передаточных функций периферийные пиксели звезды SAO 40756 получают дополнительную энергию от соседней звезды, которые и смещают ее положение по отношению к каталожному значению. Именно такой момент и оказался зафиксированным двенадцатью синими точками, изображенными на фрагменте карты на рис. 3.

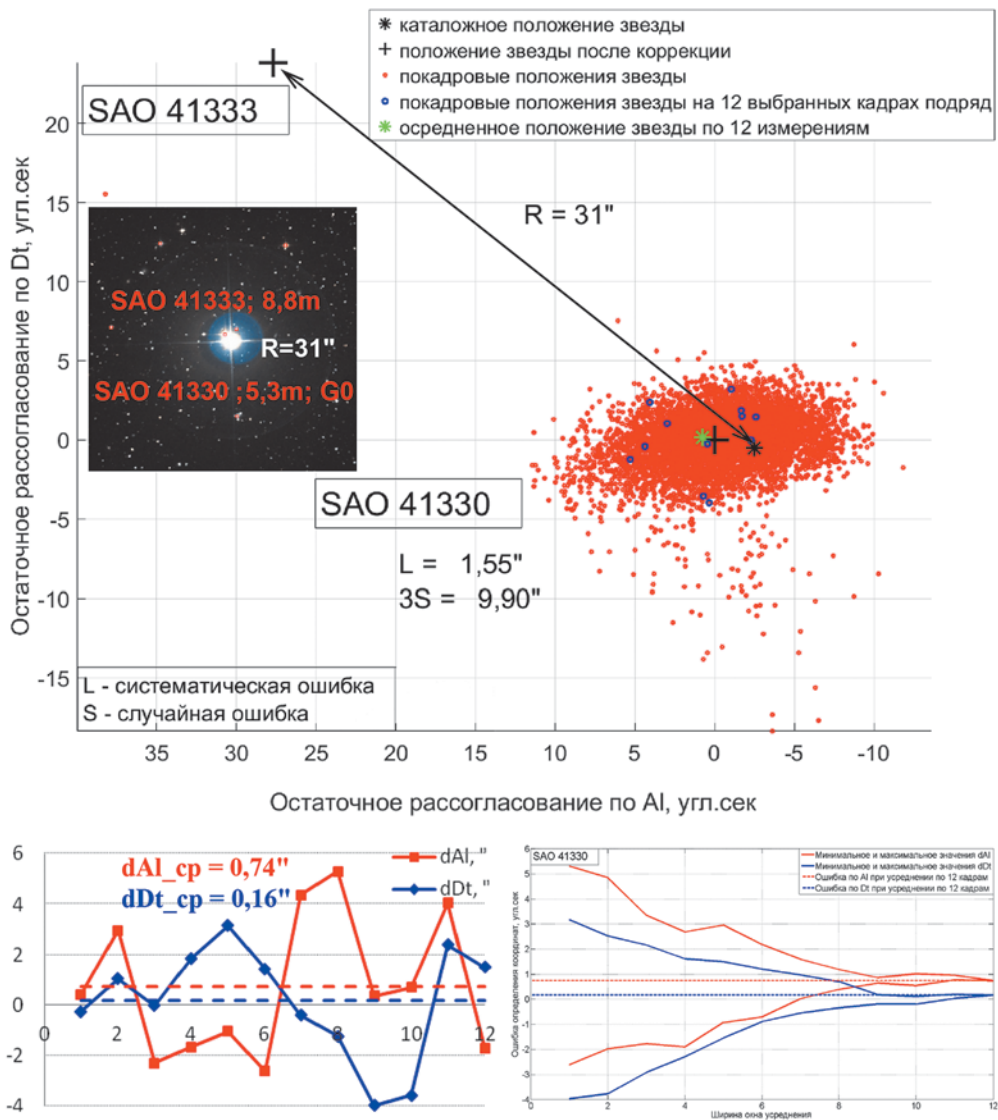


Рис. 2. Особенности звезды SAO 41330

Более или менее подобная картина просматривается и в наблюдениях звезды SAO 41168, иллюстрируемых рис. 4. Здесь по фрагменту карты в левом верхнем углу рисунка видно, что некоторое количество измерений звезды формирует второе, гораздо менее плотное облако ошибок. Оно, несомненно, формируется за счет соседней звезды SAO 41170 и малых флуктуаций порога отсечки. Второе облако отстоит от главного на весьма большую величину около 70". Входящие в него измерения наверняка бракуются бортовым алгоритмом, но в эти моменты звезда SAO 41168 перестает участвовать в процессе измерения параметров ориентации, что тоже плохо.

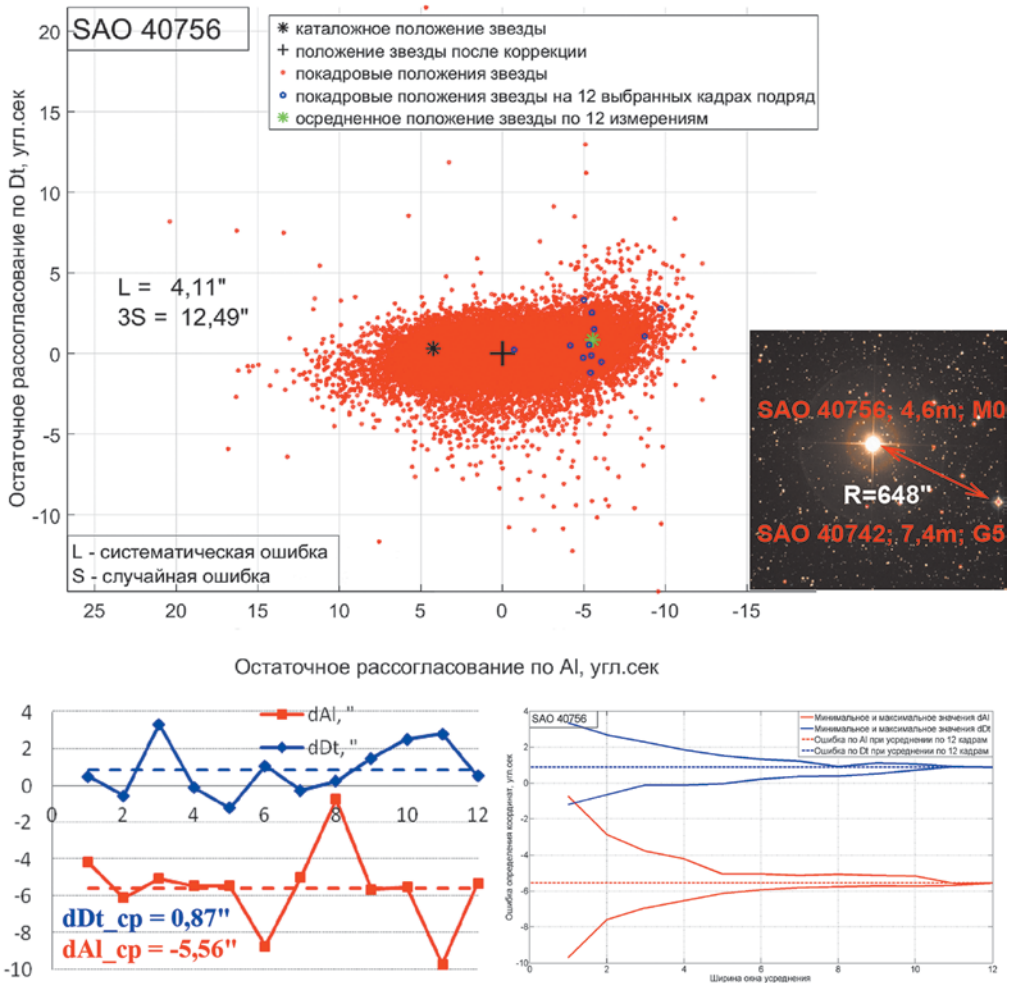


Рис. 3. Особенности звезды SAO 40756

Статистика по малой выборке не может быть такой же представительной, как по большой. Однако концентрация измерений в малой выборке внутри ограниченной части площади большой выборки однозначно свидетельствует о проявлении еще одной причины низко периодической ошибки измерения. В табл. 2 приведены данные о величине случайной составляющей погрешности измерения, вычисленные по малой и по большой статистике.

Нет смысла продолжать дальше детальное описание поведения каждой из девяти звезд на исследуемом участке. Применяя инструментальные методы для наблюдения звезд и используя их как путеводные ориентиры, необходимо помнить, что каждая из них имеет свои индивидуальные особенности которого нам следует принимать как данность. Статистический метод позволяет выявлять эти особенности и использовать их для коррекции звездного каталога.

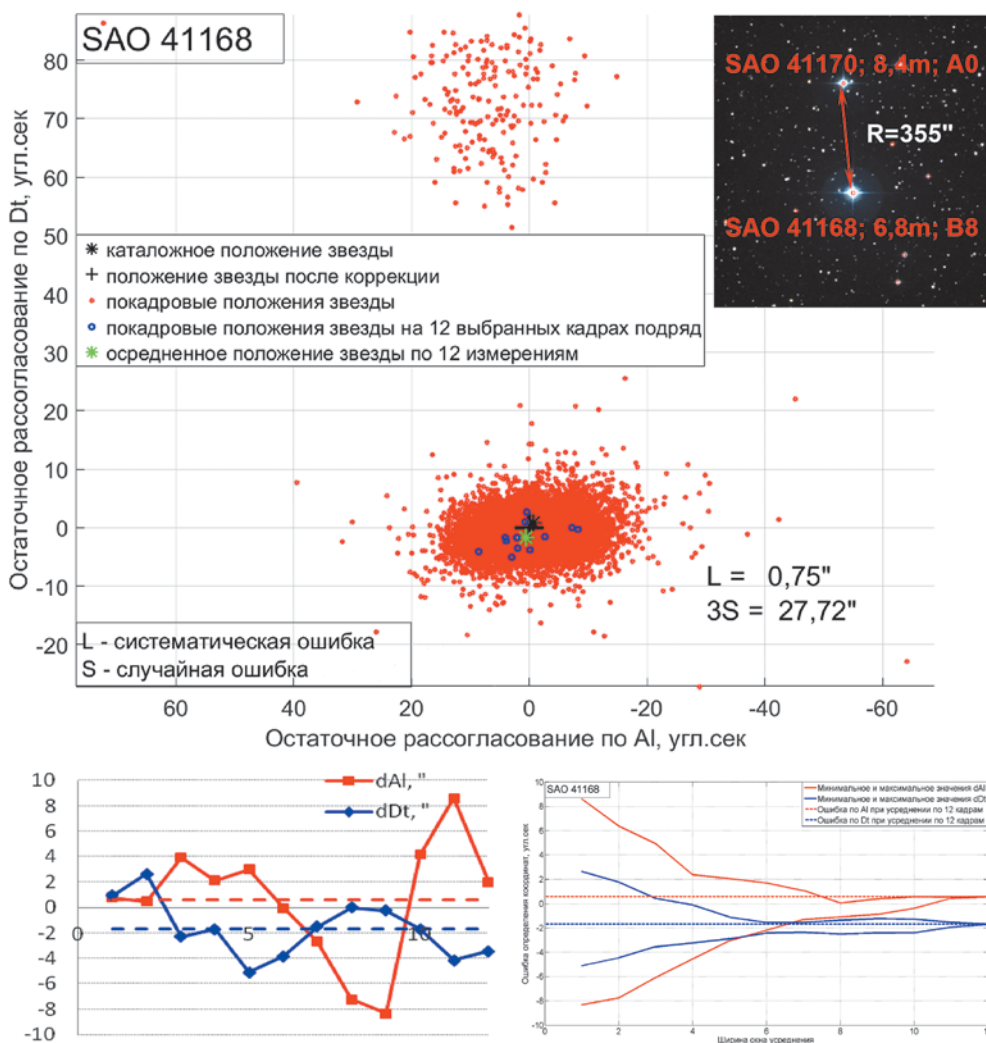


Рис. 4. Особенности звезды SAO 41168

Имея опыт препарирования уже нескольких десятков звезд можно смело утверждать, что причины, приводящие к появлению эффекта смещения измеренных координат звезд по отношению к их каталожным значениям в короткофокусных системах, непосредственно связаны с близким соседством каталожных звезд с другими звездами, находящимися в их окружении. Очевидно также, что перемещение каталожных значений координат звезд в центры распределения ошибок измерения их координат может дать принципиальное решение задачи приведения каталога в соответствие с наблюдательными возможностями прибора, но только в одном случае: когда сам прибор является идеальным измерительным инструментом. К сожалению, это далеко не так.

Таблица 2. Величины систематической и случайной ошибок измерения, вычисленные по малой и большой статистике

N_SAO	Sp	dAl, "	dDt, ""	L, "	СКО_dAl, "	СКО_dDt, "	S, " по малой статистике	S, " по большой статистике
41076	K2	0,091	0,418	0,422	2,581	1,029	1,973	2,412
41239	G5	0,224	0,267	0,314	3,361	1,910	3,130	3,113
41288	K5	-1,024	0,394	0,830	2,140	1,851	2,399	3,471
41330	G0	0,739	0,161	0,559	2,673	2,133	2,881	3,299
41130	K0	0,934	-0,400	0,755	1,801	2,111	2,446	3,356
41109	B9	1,836	-0,039	1,244	6,398	3,199	5,385	4,659
41134	B8	2,026	-0,338	1,557	4,320	2,639	4,180	6,595
41168	B8	0,566	-1,703	1,747	4,561	2,164	3,815	9,245
40756	M0	-5,564	0,869	3,966	2,107	1,359	1,999	3,084

Предпринятые исследования соответствия наблюдательных свойств звездных датчиков используемым в них звездным каталогам выявило целый ряд недостатков как самих приборов, так и ряда методических вопросов, связанных с калибровкой приборов и с составлением бортовых каталогов. Попробуем перечислить некоторые из них:

1. Разные экземпляры приборов имеют различия в настройках. Наиболее заметна разница в остроте фокусировки. Необходимо строго контролировать идентичность всех настроек приборов. Любое проявление индивидуальности приборов может привести к отклонению измеренных координат звезд по отношению к ожидаемым значениям.
2. Порог отсечки в звездных датчиках ориентации всегда рассматривался как некоторый технический параметр, необходимый для того, чтобы отделить сигнал звезды от фона. Его величина практически всегда вычисляется в приборах без учета астрономических факторов, что оказывается неверным.
3. Придавая большое значение геометрической калибровке звездных приборов, разработчики часто недооценивают роль фотометрической калибровки. В результате неоднородность чувствительности приборов по полю зрения в сочетании с порогом отсечки, рассчитываемым на основе измерения амплитуд сигналов от звезды и от фона, ведет к ошибкам в измерениях координат звезд.
4. Отбор звезд для бортового каталога должен вестись с учетом углового разрешения прибора, его спектральной характеристики и реально измеренной ФРТ. Кроме того, при использовании центроидного метода измерения координат звезд должно учитываться возможное влияние соседних звезд вне зависимости от их звездной величины.

Несомненно, недостатки звездных приборов как технического, так и методического характера со временем будут устранены, что повысит эффективность использования статистического метода коррекции бортового каталога, который еще совсем недавно мог считаться единственно возможным. Сейчас это уже далеко не так. Ситуация изменилась в 2013 году с началом реализации второго Европейского астрометрического проекта Gaia (*Global Astrometric Interferometer for Astrophysics*). Работы по этому проекту еще не завершены, но уже созданные версии нового каталога звезд открывают возможности для решения задачи иным путем, основанным не на статистике измерений, а на методах математического моделирования. На сегодняшний день только Gaia способна предоставить для этих целей всенебесный каталог звезд, содержащий все необходимые для этого данные (Gaia Archive).

Из всего вышеизложенного становится понятно, что статистический метод нельзя рассматривать как магистральный путь составления или коррекции бортовых каталогов. Но с его помощью можно выявлять недостатки как самих приборов, так и используемых в них каталогов, устранять некоторые из них как при наземной обработке данных, так и в полете, что само по себе имеет самостоятельное практическое значение.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Аванесов Г.А., Бессонов Р.В., Сметанин П.С., Филиппова О.В., Эльяшев Я.Д. Особенности измерения координат звезд оптико-электронными приборами с различными угловыми разрешениями // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2018 г. В настоящем выпуске.
- [2] Аванесов Г.А., Снеткова Н.И., Филиппова О.В., Эльяшев Я.Д. Исследование звезд участка небесной сферы двумя датчиками звездной ориентации БОКЗ-М60 // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2018 г. В настоящем выпуске.
- [3] Gaia Archive. ESA. URL: <http://gea.esac.esa.int/archive/>
- [4] The Palomar Digital Sky Survey (DPOSS). (электронный ресурс). URL: <http://www.astro.caltech.edu/~george/dposs/>
- [5] VizieR, CDS, Strasbourg, France (электронный ресурс). URL: <http://vizier.u-strasbg.fr/viz-bin/VizieR>

AN EXPERIMENT FOR THE CORRECTION OF THE ONBOARD CATALOGUE FRAGMENT OF THE BOKZ-M60 STAR TRACKER

G.A. Avanesov, A.N. Kurkina, O.V. Filippova, Ya.D. Elyashev

Space Research Institute of the Russian Academy of Sciences (IKI)

The data calculated in (Avanesov, Snetkova et al., 2018) was used for correcting the coordinates of the compact group of 25 stars from the BOKZ-M60 star tracker onboard catalogue. With the use of the refined catalog, the calculations of the orientation parameters were carried out by a series of frames of the celestial sphere section observation where these stars are concentrated. The random and systematic components of the stars' coordinates measurement errors, as well as errors of determining the main point's coordinates were estimated. The correction of the stars' coordinates of the onboard catalog really leads to a significant reduction of systematic errors in the measurements of the stars' coordinates and, accordingly, the main point's coordinates. Thus, the expediency of bringing the onboard catalogue into conformity with the instrument's observational capabilities is confirmed. However, the use of the statistical method to bring the onboard star catalogues into conformity with the observational capabilities of star trackers is hardly feasible in modern conditions. The emergence of the latest star catalogues created within the framework of the European project Gaia makes it more promising to directly convert the coordinates of the stars specified in it into the coordinates of the stars of the onboard catalog, taking into account the observational capabilities of the instrument used.

Keywords: star tracker, astrometry, star catalogue, systematic error, random error, background radiation, neighborhood of catalog stars, centroidal method, catalogue correction, statistical approach.

REFERENCES

- [1] Avanesov G.A., Bessonov R.V., Smetanin P.S., Filippova O.V., Eliashev Ya.D. Osobennosti izmereniya koordinat zvezd optiko-elektronnyimi priborami s razlichnymi uglovymi razresheniyami (Features of coordinate measuring by opto-electronic star trackers with different angular resolution), *Sovremennye problemy distantsionnogo zondirovaniya Zemli iz kosmosa*, 2018, in this issue.
- [2] Avanesov G.A., Snetkova N.I., Filippova O.V., Eliashev Ya.D. Issledovanie zvezd uchastka nebesnoi sfery dvumya datchikami zvezdnoi oerientatsii BOKZ-M60 (Studying the stars of the celestial sphere section by two BOKZ-M60 star trackers), *Sovremennye problemy distantsionnogo zondirovaniya Zemli iz kosmosa*, 2018, in this issue.
- [3] Gaia Archive. ESA. URL: <http://gea.esac.esa.int/archive/>
- [4] The Palomar Digital Sky Survey (DPOSS). URL: <http://www.astro.caltech.edu/~george/dposs/>
- [5] VizieR, CDS, Strasbourg, France. URL: <http://vizier.u-strasbg.fr/viz-bin/VizieR>

Avanesov Genrikh Aronovich – chief researcher, PhD, professor, genrikhavanesov@yandex.ru

Kurkina Anna Nikolaevna – researcher, kurkinaan@mail.ru

Filippova Olga Vladimirovna – engineer, 499B@rambler.ru

Elyashev Iakov Dmitrievich – junior researcher, eluashev-jak@yandex.ru

АДАПТАЦИЯ ЗВЕЗДНЫХ КАТАЛОГОВ К УСЛОВИЯМ ИХ ПРИМЕНЕНИЯ В ЗВЕЗДНЫХ ДАТЧИКАХ ОРИЕНТАЦИИ

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

Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН)

Звездные датчики ориентации, используемые в составе систем управления многих отечественных и зарубежных КА, постоянно наблюдают небесную сферу, измеряя координаты звезд, входящих в их бортовые каталоги. По мере развития приборов растет точность измерения координат звезд, и все более заметной становится разница между получаемыми результатами и каталожными значениями координат значительного числа звезд. Она возникает из-за очень больших различий в угловой разрешающей способности астрономических инструментов, используемых для составления каталогов, и звездных датчиков ориентации. В связи с этим становится необходимым приведение бортовых звездных каталогов в соответствие с наблюдательными возможностями приборов. Решить эту задачу можно, используя статистику прямых измерений величин необходимых поправок для координат звезд бортового каталога. Еще совсем недавно это был, фактически, единственный способ решения задачи. Но есть и другой путь. Вычислить поправки, располагая всенебесным астрономическим звездным каталогом до 13^m и используя методы математического моделирования звездного датчика ориентации. Этот путь стал возможен благодаря Европейскому астрометрическому проекту Gaia. Оба метода имеют свои преимущества и недостатки, рассматриваемые в данной статье.

Ключевые слова: звездный датчик, астрометрия, каталог звезд, звезды окружения, коррекция каталога, статистический метод, метод математического проектирования.

ВВЕДЕНИЕ

Бортовой каталог звезд в датчике ориентации представляет собой его метрологическую основу. Несоответствие бортового каталога наблюдательным возможностям прибора ведет к появлению различных ошибок измерения, многие из которых имеют скрытый характер. Такие ошибки обнаруживаются только в тех случаях, когда на борту КА или в наземных системах имеются более точные средства независимого контроля параметров углового движения. Физическим причинам несоответствия бортовых каталогов приборам оценкам величин возникающих ошибок измерения и возможным способам их устранения посвящены работы (Аванесов, Бессонов и др., 2018; Аванесов, Снеткова и др., 2018; Аванесов, Куркина и др., 2018).

В данной статье рассматриваются два основных подхода к решению задачи согласования бортовых каталогов с наблюдательными возможностями различных типов звездных датчиков ориентации. Один из них основывается на статистической обработке данных прямых измерений, выполняемых звездными датчиками

Аванесов Генрих Аронович – главный научный сотрудник, д.т.н., genrikh-avanesov@yandex.ru

Строилов Николай Александрович – младший научный сотрудник, stroilov@iki.rssi.ru

Филиппова Ольга Владимировна – инженер, 499B@rambler.ru

Шамис Владимир Александрович – ведущий программист, sky_viewer@mail.ru

Эльяшев Яков Дмитриевич – младший научный сотрудник, eluashev-jak@yandex.ru

ориентации в полете. Назовем этот метод статистическим. Второй предполагает более общий подход. В его основе лежит новейший современный каталог звезд, работа над которым сейчас идет в Европейском космическом агентстве в рамках проекта Gaia, и предельно точная математическая модель звездного датчика ориентации. Этот метод назовем методом математического проектирования.

Оба подхода рассматриваются в работе как взаимно дополняющие друг друга, имеющие свои преимущества и недостатки, многие из которых пока еще далеко не очевидны.

СТАТИСТИЧЕСКИЙ МЕТОД АНАЛИЗА ДАННЫХ И КОРРЕКЦИИ БОРТОВЫХ КАТАЛОГОВ ЗВЕЗДНЫХ ДАТЧИКОВ ОРИЕНТАЦИИ

Накопленный за последние два года опыт разработки и применения статистического метода (Аванесов, Бессонов и др., 2018; Аванесов, Снеткова и др., 2018; Аванесов, Куркина и др., 2018; Ахметов и др., 2017) к анализу первичных данных, получаемых с помощью звездных датчиков ориентации, а также выполненные эксперименты по коррекции фрагментов бортовых каталогов позволяют достаточно уверенно говорить о его достоинствах, перспективах использования и недостатках.

На рис. 1 показана схема, в рамках которой в настоящее время реализуется статистический метод коррекции бортового каталога. «Сырая» информация от бортовых звездных датчиков в виде измеренных ими координат звезд на фотоприемной матрице и сопутствующей информации подвергается обработке бортовым алгоритмом.

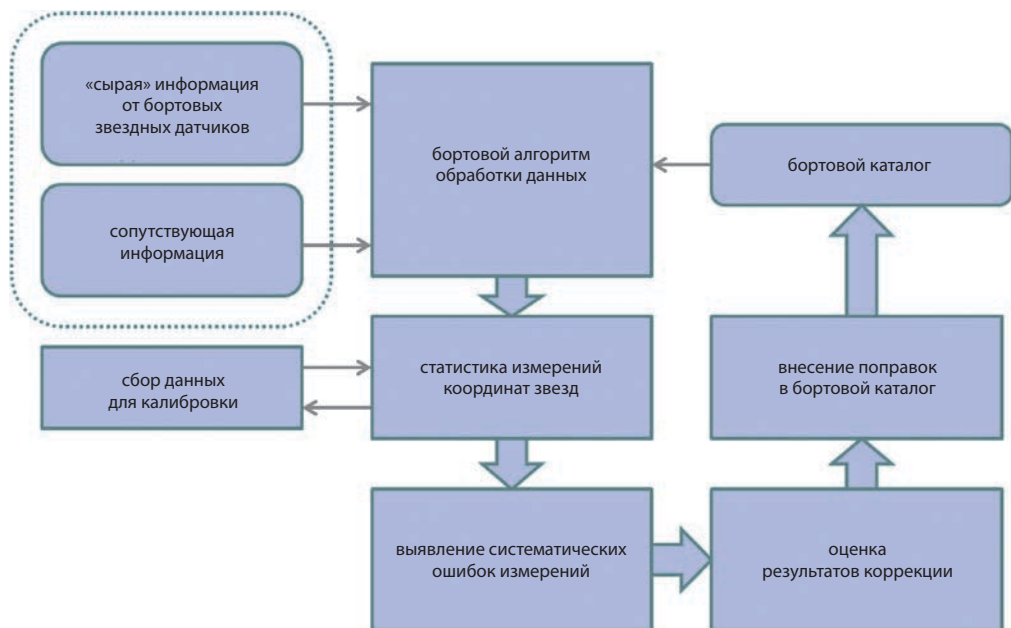


Рис. 1. Статистический метод анализа данных и коррекции бортового каталога звездного датчика ориентации

Промежуточные результаты вычислений остаточных рассогласований dAl и dDt , получаемые на этапе уравнивания измеренных и каталожных координат звезд методом наименьших квадратов, накапливаются и подвергаются статистическому анализу. Дальнейшая систематизация данных организуется в виде наборов измерений координат каждой каталожной звезды. Количество измерений координат каждой звезды может быть весьма велико, порядка десятков тысяч. По ним можно судить о величине случайной S и систематической L ошибок измерения. Вычисленные координаты звезды образуют на фрагменте карты небесной сферы некоторое облако, центр которого либо совпадает, либо отстоит на величину L от каталожного значения, как это показано на рис. 2. Осредненные значения случайных ошибок измерения dAl_{cp} и dDt_{cp} указывают на величину систематической ошибки измерения и вносятся в бортовой каталог в качестве поправок. Далее проводится проверка внесенных исправлений. Для этого из базы данных снова берутся «сырые» измерения. По ним заново проводятся измерения координат звезд с использованием откорректированного каталога. Процедура повторяется несколько раз. Если при очередном анализе статистики выясняется, что величина систематических ошибок измерения координат звезд уменьшилась до заданной величины, считается, что задача коррекции каталога выполнена (Аванесов, Снеткова и др., 2018; Аванесов, Куркина и др., 2018).

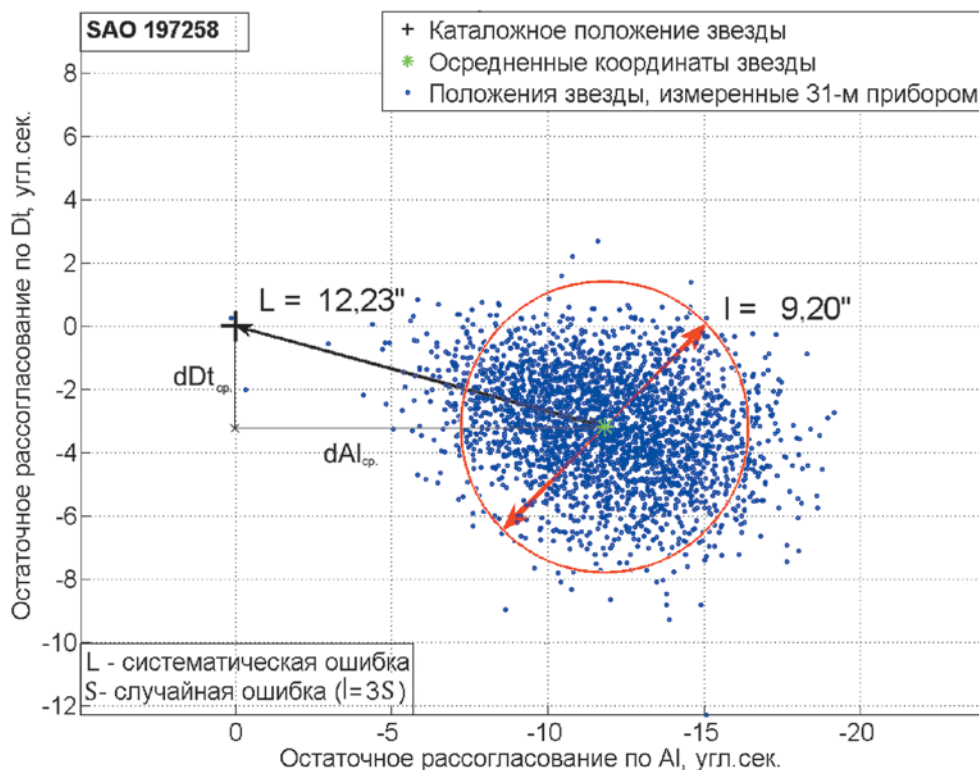


Рис. 2. Иллюстрация применения статистического метода к анализу ошибок измерения координат звезд

К числу достоинств метода можно отнести относительную простоту его реализации, достаточно высокую эффективность и перспективу бортового применения.

Выполненный на борту КА «Ресурс-П» № 3 в 2016–2017 гг. эксперимент по исследованию работы звездных датчиков ориентации БОКЗ-М60 показал, что применение более сложных, чем используются на борту, алгоритмов и программ обработки может повысить точность измерения параметров ориентации КА в 2–3 раза без изменения конструкторских и схемотехнических решений в бортовых приборах. Для этого была организована передача «сырых» данных, формируемых бортовыми приборами, на наземные пункты приема и налажена их обработка в близком к реальному масштабу времени (Аванесов, Бессонов и др., 2018; Ахметов и др., 2017).

Во время проведения эксперимента наземными средствами выполнялась виртуальная калибровка бортовых каталогов датчиков ориентации, установленных на борту КА «Ресурс-П» № 3 по звездам. Сами каталоги не корректировались, но из них исключались звезды, имеющие аномально большие систематические ошибки измерения. Этих действий было достаточно для значительного повышения точности измерения параметров углового движения КА, что подтверждалось независимым методом через оценку точности геопривязки снимков земной поверхности, полученных полезной нагрузкой аппарата.

Статистический метод анализа данных, получаемых звездными датчиками ориентации, в это время еще только начинал формироваться. Вскоре он позволил выявить причины появления систематических ошибок в измерениях координат звезд и указал на целый ряд недостатков в технических и методических решениях, используемых при настройке звездных датчиков ориентации.

Исследования показали, что причиной небольших систематических ошибок, величиной в несколько угловых секунд, как правило, оказывается одна или несколько звезд 10–12 звездной величины, которые расположены на очень маленьком, порядка десятков угловых секунд, расстоянии от каталожной звезды. Приборы, имеющие цену младшего разряда в 6–10 электрон, это прекрасно чувствуют. Большинство звезд бортового каталога имеет такое соседство. Зная о нем, достаточно внести небольшую поправку в координаты таких звезд.

Причиной появления больших систематических ошибок до 30" во всех исследованных случаях стало присутствие в радиусе 4–10 пикселей от центра яркости каталожной звезды другой достаточно яркой соседки. Поскольку в бортовой каталог включаются наиболее яркие звезды данного участка, соседняя звезда обычно оказывается на две, три звездные величины слабее каталожной.

Напомним, что прибор БОКЗ-М60 имеет угловое разрешение 55"/пиксель. Для вычисления координат звезды на матрице с внутрипиксельной точностью используется центроидный метод. Это значит, что в процесс измерения вовлечена достаточно большая, до нескольких десятков, компактно расположенная группа пикселей, покрывающая на небесной сфере весьма значительную площадь.

Наличие систематических ошибок в измерениях координат звезд приводит к появлению систематических ошибок в вычисляемых по ним параметрам ориентации КА. При этом совокупные ошибки одной группы звезд не совпадают

с совокупными ошибками других групп. Таким образом, формируется блуждающая систематическая ошибка измерения параметров ориентации КА, величина и направление которой зависят от систематических ошибок в измерениях координат используемой в каждый данный момент группы звезд (*Аванесов, Куркина и др.*, 2018).

Для прибора БОКЗ-М60 величина блуждающей систематической ошибки может доходить до $\pm 3''$. Обнаруживается такая ошибка только при наличии на борту других, более точных, средств измерения параметров ориентации КА, либо путем постобработки, когда доступна вся совокупность измерений за достаточно большой отрезок времени.

Значительно уменьшить, а, возможно, и полностью исключить систематические ошибки в измерениях координат звезд можно, введя соответствующие поправки в координаты звезд бортового каталога. Именно такой путь указывает статистический метод анализа первичных данных. Однако выполнять такие действия имеет смысл после того, как исчерпаны все остальные возможности. Здесь, в первую очередь, речь идет о возможности повышения точности локализации звезды путем более точного выбора порога отсечки. Поскольку, как уже было показано в (*Аванесов, Бессонов и др.*, 2018; *Аванесов, Снеткова и др.*, 2018), наибольшие возмущения создают соседние с каталожными звезды до $9-9,5^m$, их влияние можно учесть еще на этапе составления бортового каталога с использованием методов математического моделирования. Для этого достаточно каталога звезд Hipparcos.

Влияние менее ярких звезд $9,5-13^m$, световой поток от которых накладыва-ются на пиксели локализованной каталожной звезды, также можно учесть, располагая соответствующим звездным каталогом и используя методы математического моделирования.

В результате таких действий в бортовой каталог войдут рекомендуемые величины порога отсечки, обусловленные астрономическими факторами. Вот здесь и обнаруживается серьезный недостаток в организации эксперимента по исследованию работы приборов БОКЗ-М60 на борту КА «Ресурс-П» № 3. На Землю передавались измеренные приборами координаты звезд на фотоприемных матрицах. Это значит, что локализация звезд была выполнена на борту с использованием вычисленных приборами порогов отсечки, не способных учесть влияние соседних звезд. В будущих проектах следует учесть допущенную ошибку и перейти к передаче еще более «сырой» информации – значений яркости пикселей в окнах, где производится локализация звезд.

Анализ большого числа измерений показывает, что статистические данные по каждой звезде «размываются» по различным причинам как приборного происхождения, так и в результате воздействия внешних факторов. Наиболее характерные причины приборного происхождения связаны с неоднородностью чувствительности прибора по полю зрения и конечная точность геометрической калибровки. Свой вклад в «размывание» статистики вносят и вычисления порога отсечки. Даже незначительные его флуктуации приводят к изменению числа пикселей, используемых для вычисления положения центра звезды на матрице. Внешние факторы носят эксплуатационный характер. Небольшие изменения угловой скорости движения КА и положения приборов по отношению к Солнцу ведут к изменениям в результатах измерения координат звезд.

Возникает естественный вопрос о том, что можно считать достоверной статистикой. В статье нет ответа на этот вопрос. Можно лишь отметить, что статистические данные об ошибках в измерениях координат звезд за разные сутки не совпадают. Вполне возможно, что это результат комбинированного воздействия внутренних и внешних факторов. Появляются и решения, позволяющие повысить достоверность статистики. Например, использовать для накопления статистических данных о координатах звезд только центральную часть поля зрения прибора, что может избавить статистику от искажений, связанных с неоднородностью чувствительности прибора по полю зрения и от погрешностей его геометрической калибровки. При этом время, необходимое для накопления статистически достоверного объема данных по каждой звезде, многократно возрастет.

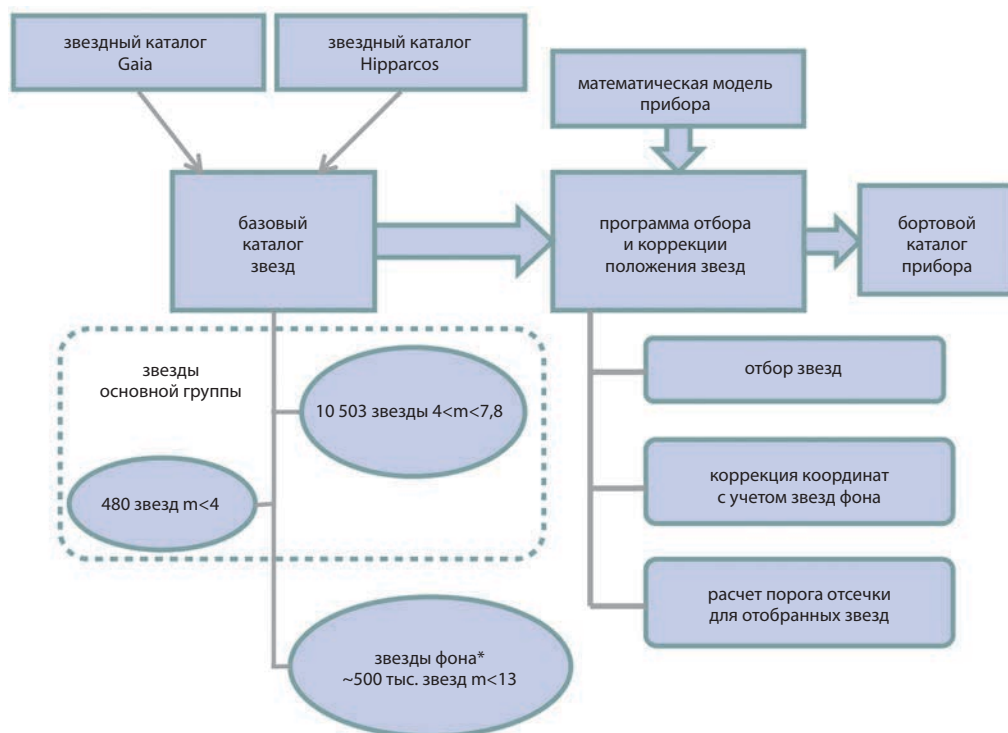
Относительная простота реализации статистического метода дает основание предполагать, что в наземном варианте исполнения он получит дальнейшее развитие. Однако очень привлекательно выглядит бортовая версия метода, в котором коррекция каталога могла бы быть совмещена с задачей периодической калибровки звездных датчиков ориентации. Малогабаритное вычислительное устройство могло бы совместить в себе обе эти функции и выполнять их параллельно сразу для нескольких бортовых приборов. Особенно перспективным такое решение представляется для долговременных миссий, когда одной из причин снижения точности измерений становится старение приборов.

В пользу бортового использования статистического метода говорят и его недостатки. Метод не универсален. Уточненный на статистической основе бортовой каталог звезд может использоваться только в среде идентичных по основным техническим характеристикам и настройкам приборов. Для приборов с другим угловым разрешением потребуются снова получать «сырые» данные с борта КА, набирать статистику и по накопленным данным измерять величины поправок в бортовой каталог. Кстати, геометрическая калибровка звездных приборов тоже носит индивидуальный характер.

Можно и далее перечислять недостатки статистического метода, однако практика показала высокую эффективность его использования, во всяком случае, в наземном варианте в целях повышения точности геопривязки материалов космической съемки.

МЕТОД МАТЕМАТИЧЕСКОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ БОРТОВЫХ КАТАЛОГОВ ЗВЕЗДНЫХ ДАТЧИКОВ ОРИЕНТАЦИИ

Метод математического проектирования (ММП) бортовых звездных каталогов предполагает, что реальная небесная сфера в компьютерной программе замещается самым полным на сегодняшний день астрономическим звездным каталогом, а вместо звездного датчика ориентации используется его математическая модель. Их взаимодействие устанавливается с помощью специальной программы, которая обеспечивает выборку группы звезд из каталога, моделирует прохождение светового потока от них через оптическую систему звездного датчика, реакцию на него матричного фотоприемного устройства и воспроизводит особенности используемого в приборе процесса измерения координат. В результате



* в окрестностях $r < 15'$ звезд основной группы

Рис. 3. Метод математического проектирования бортовых каталогов

работы программы должен быть получен список звезд бортового каталога, в координаты которых внесены поправки, вычисленные с учетом особенностей ближайших окрестностей каждой из них и наблюдательных возможностей используемого прибора.

На рис. 3 показана схема, в рамках которой предполагается реализация метода математического проектирования звездных каталогов для датчиков ориентации.

Предполагается, что ММП будет использоваться для оптимизации бортовых каталогов звездных датчиков ориентации различных типов. Приборы, а, соответственно, и их модели, могут отличаться друг от друга размером поля зрения, угловым разрешением, спектральными характеристиками и другими параметрами, которые определяют оптимальный для каждого из них состав звезд бортового каталога.

Чтобы облегчить отбор звезд для практической реализации ММП планируется создать специальный каталог, который условно назовем «базовым». Основу базового каталога составят ~ 11000 звезд, отобранные ИКИ РАН по каталогам SAO и Hipparcos и используемые в звездных датчиках ориентации семейства БОКЗ уже на протяжении почти 30 лет.

В составе основной группы специально выделено 480 самых ярких звезд. Значительная часть из них вообще не используются в бортовых каталогах,

но в базовом каталоге они необходимы, чтобы учесть их влияние через передаточную функцию оптической системы прибора на близко расположенные звезды каталога (Аванесов, Бессонов и др., 2018). С этой же целью в состав базового каталога вводится еще около 500000 звезд до 13^m , находящихся в ближайшем окружении каталожных звезд в радиусе до $15'$. Указанный радиус учета влияния соседних звезд выбран, исходя из наиболее низкого углового разрешения, используемого в приборах семейства БОКЗ (БОКЗ-МФ имеет угловое разрешение около $2''/\text{пиксель}$), а также с учетом применяемого в них центроидного метода измерения координат звезд. Выбранная для базового каталога предельная звездная величина учитывает существующую сегодня реальную чувствительность приборов и перспективу ее роста в ближайшем будущем.

В качестве исходных данных для составления базового каталога планируется использовать новейший звездный каталог, разрабатываемый Европейским космическим агентством в рамках проекта Gaia (Gaia Archive – ESA). Доступ к первой редакции этого каталога был открыт уже в 2016 году. К сожалению, тогда в каталоге еще отсутствовали звезды ярче 7^m , которые чаще всего используются в звездных датчиках ориентации. Их недостаток на том этапе работы компенсировался с помощью каталога Hipparcos. Кроме того, в первой редакции каталога Gaia отсутствовали спектральные характеристики звезд.

В апреле 2018 года вышла вторая редакция каталога Gaia. Он пополнился недостающими данными, что превращает составление базового каталога в рутинную операцию.

Наиболее сложной частью решения задачи практической реализации ММП является разработка высокоточной математической модели звездного датчика ориентации. Модель должна соответствовать прибору в такой же степени, как всенебесный каталог звезд Gaia соответствует реальной небесной сфере, во всяком случае, в той его части, которая касается излучательных способностей звезд, их положения на небесной сфере и данных о параметрах собственного движения. На сегодня наиболее реальный путь сертификации математической модели прибора заключается в использовании для этой цели статистического метода анализа данных.

На данный момент программа отбора и коррекции положения звезд работает в тестовом режиме. Макет базового каталога содержит пока около 300 звезд основной группы и нескольких тысяч звезд окружения. Идет отладка математической модели прибора путем сравнения получаемых с ее помощью результатов с экспериментальными данными, полученными как во время космического эксперимента, так и путем съемки звезд при специально организованных наземных наблюдениях.

Рассмотрим первые результаты практического применения ММП на примере материалов, полученных при съемке участка небесной сферы с земной поверхности. Съемка была организована специально для оценки возможности построения достаточно точной математической модели прибора.

В этом эксперименте предпочтение было отдано наземной съемке из-за того, что получаемые при этом материалы содержат полный объем первичной информации. «Сырая» информация в описанном в работе (Аванесов, Бессонов и др., 2018) космическом эксперименте содержала вычисленные бортовым прибором

координаты звезд на фотоприемной матрице. Это, как показала практика, сильно обедняет возможности анализа первичных данных.

Наземная съемка выполнялась с помощью прибора БОКЗ-М60, установленного на поворотную платформу. Особенность этого прибора заключается в том, что в режиме начальной ориентации он использует 8-разрядное кодирование данных. При переходе в режим слежения включается 12-разрядное кодирование. По условиям эксперимента прибор не переходил в режим слежения. Таким образом, все полученные в процессе съемки кадры 8-разрядные, цена младшего разряда равна ~ 100 электрон. В таком режиме прибор практически теряет чувствительность к присоединению к каталожным звездам слабых источников света, но сохраняет восприимчивость к близкому соседству звезд, отличающихся на 2–3 звездные величины.

Всего в процессе съемки было получено 119 кадров с интервалами между ними 8 с. Для имитации условий наблюдения звезд при разных азимутальных углах, после каждого кадра съемки платформа поворачивалась на угол в 10° . В результате была отснята показанная на рис. 4а площадка диаметром 13° , на которой находятся 32 звезды, входящие в состав бортового каталога.

За счет вращения платформы изображения звезд образовали на фотоприемной матрице концентрические окружности, показанные на рис. 4б. Цвета исходящих из звезд отрезков, обозначающие увеличенные в 200 раз величины остаточных рассогласований, соответствуют их спектральным классам.

Список каталожных звезд площадки приведен в табл. 1. Звезды, отмеченные на рис. 4а красным цветом, попадали в поле зрения прибора всего по несколько раз и в таблицу не включены. Остальные 27 звезд в достаточной степени проявили свою индивидуальность, которая ниже будет проиллюстрирована примерами.

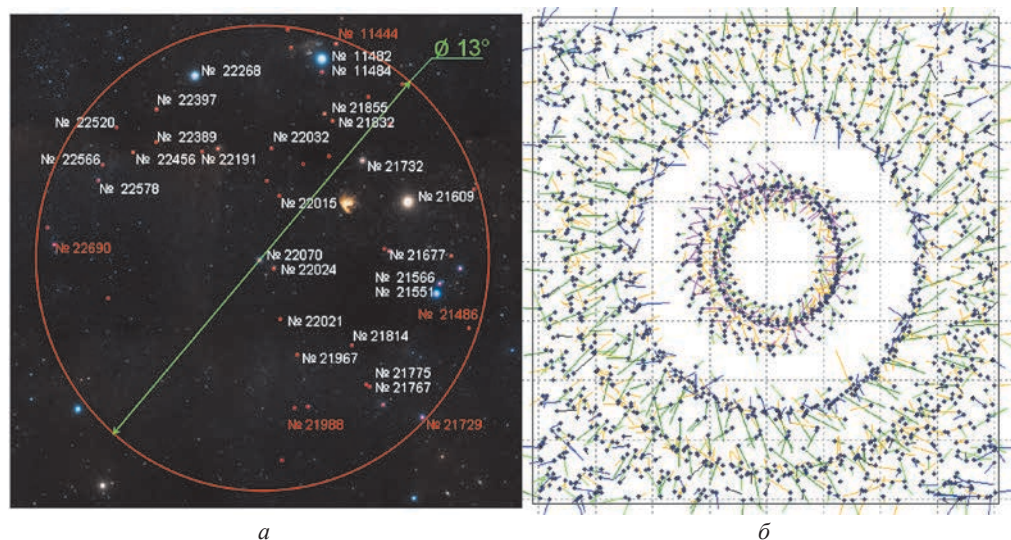


Рис. 4. а) Карта участка небесной сферы и б) ее отображение на фотоприемной матрице в 119 кадрах съемки

Таблица 1. Основные характеристики звезд исследуемого участка.

Звезды в таблице ранжированы по убыванию величины систематической ошибки L

	N_SAO	m	Sp	Br	Nel	Al, °	Dt, °	dAlcp., "	dDtcp., "	L, "	N	CKO_dAl, "	CKO_dDt, "	S, "
1	22191	5,3	F5	332	12	20,28	58,32	-15,67	-4,94	9,60	119	5,34	2,62	3,83
2	21732	3,6	F8	972	11	12,53	57,90	8,69	-2,83	5,42	115	13,07	3,01	7,57
3	21775	6,2	A0	56	5	13,13	51,66	3,70	4,38	4,94	14	4,43	3,32	4,31
4	11482	2,8	B0	1275	13	14,43	60,81	6,09	-3,94	4,94	14	28,38	13,31	19,21
5	22015	6,6	K0	85	6	17,01	57,02	-0,86	3,97	3,99	119	4,34	2,15	3,19
6	22520	6,2	B9	46	4	25,85	58,71	-6,12	-2,27	3,90	5	6,92	3,12	4,76
7	22024	5,3	G5	274	9	17,34	55,00	6,14	-1,66	3,89	119	4,09	2,20	3,21
8	21489	4,9	B8	264	7	8,17	54,61	3,06	3,19	3,65	14	3,99	9,66	9,94
9	21566	3,7	B3	682	10	9,48	53,99	5,75	0,26	3,39	27	15,65	7,48	11,86
10	22578	6,2	A0	60	6	26,47	57,17	-4,45	1,84	3,03	11	4,20	3,29	4,00
11	22268	2,8	A5	1106	12	21,73	60,32	3,13	-2,41	2,87	15	5,67	5,81	6,45
12	22456	5,7	K0	175	7	24,80	58,06	4,72	0,24	2,51	34	5,87	1,97	3,67
13	22566	6,1	A2	58	5	26,35	57,62	-4,48	-0,21	2,41	12	6,46	3,12	4,66
14	22397	4,9	K0	357	8	23,76	59,32	-4,63	-0,06	2,36	22	9,91	2,71	5,74
15	21551	5,1	B5	209	8	9,27	54,26	3,21	0,93	2,09	27	3,23	3,18	3,70
16	11484	5,5	B9	116	6	14,45	60,45	-3,70	-0,77	1,98	23	6,99	3,81	5,14
17	21832	5	K0	383	9	14,00	59,06	-1,87	1,70	1,95	111	4,47	2,22	3,20
18	21855	4,8	K0	428	9	14,42	59,27	-1,13	1,79	1,88	107	4,76	2,44	3,45
19	22032	5,7	B8	125	7	17,40	58,35	3,14	0,37	1,69	119	4,97	2,60	3,69
20	22070	4,5	A5	540	10	18,03	55,24	-1,37	1,37	1,58	119	3,45	2,23	2,97
21	22021	6,5	K0	108	7	17,04	53,59	-1,94	-0,92	1,47	119	4,38	2,81	3,83
22	21767	6,5	A5	47	4	12,98	51,60	0,23	1,26	1,27	8	2,78	2,72	3,22
23	21967	6,3	K2	130	7	16,26	52,59	-1,29	-0,96	1,24	118	4,31	2,37	3,54
24	21677	5,5	A0	175	8	11,56	55,31	0,56	1,08	1,13	108	4,99	2,52	3,80
25	22389	6	0	178	7	23,63	58,41	0,59	1,07	1,11	62	5,18	1,93	3,33
26	21814	6,2	A0	66	6	13,69	52,78	0,68	0,91	1,00	91	4,01	3,16	3,98
27	21609	2,5	K0	1695	16	10,36	56,63	1,27	0,29	0,76	81	10,77	5,47	8,06

В табл.1 введены следующие обозначения:

N_SAO, m, Sp – номер, звездная величина и спектральный класс звезд по каталогу SAO;

Al, Dt – координаты звезды по бортовому каталогу;

Br – средняя интегральная яркость звезды (в градациях АЦП);

Nel – среднее по всем измерениям количество пикселей в звезде;

dAlcp. и dDtcp. – средние значения dAl и dDt за всю серию кадров;

L – систематическая ошибка измерения координат звезды на небесной сфере в угловых секундах;

N – количество кадров, на которых звезда была распознана;

CKO_dAl, CKO_dDt – среднеквадратичные отклонения остаточных рассогласований по прямому восхождению и склонению звезды в угловых секундах;

S – случайная ошибка измерения координат звезды в угловых секундах.

Из табл. 1 видно, что из 27 звезд 10 имеют систематическую ошибку измерения хуже 3" и лишь одна измерена с точностью лучше 1".

Перечисленные в таблице звезды вместе со звездами окружения до 13^m включены в макет базового каталога, используемого для реализации ММП.

Звезда SAO 22191 в табл. 1 занимает первую строку, т.е. имеет максимальное значение систематической ошибки на выбранной для исследования площадке. Именно по этой причине выберем ее для оценки работы моделирующей прибор программы.

Звезда SAO 22191 и ее окружение показано на рис. 5, взятом из Паломарского обзора, таблица «соседей» составлена по первой редакции каталога Gaia. Большая величина систематической ошибки измерения ее координат очевидным образом связана с ее окружением и неправильно выбираемым порогом отсечки.

Как видно из рис. 5 и помещенной в нем таблицы, в радиусе 15' от звезды SAO 22191 находятся 124 звезды с магнитудой до 13^m. Из них в радиусе 3' от нее находятся 14 звезд, одна из которых, под номером 8, имеет звездную величину 6,8. С учетом относительно низкой чувствительности прибора, только она способна внести существенный вклад в ошибку измерения. Вклад остальных 13 звезд будет менее заметен.

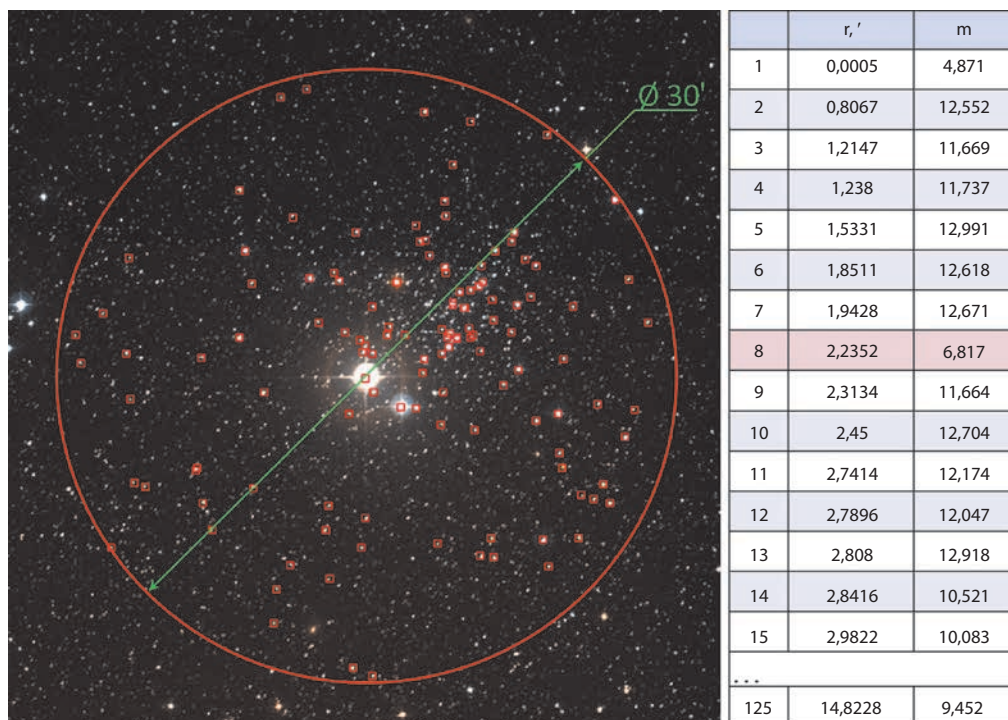


Рис. 5. Звезда SAO 22191 и ее окружение по данным Паломарского обзора и по данным первой редакции каталога Gaia (Оцифрованное изображение неба на основе Паломарского обзора (DSS), VizieR, CDS)

В соответствии с сегодняшним уровнем понимания принципов составления бортовых каталогов звезд для датчиков ориентации, звезда со столь близким соседством с другой достаточно яркой звездой не должна была бы использоваться в приборе с угловым разрешением $55''$ / пиксель. Они неизбежно сольются в один объект, центр которого будет достаточно сильно отличаться от координат звезды SAO 22191. Однако с точки зрения иллюстрации адекватности моделирующей прибор программы ее наличие в каталоге можно считать удачей.

На рис. 6 приведены два изображения звезды SAO 22191. Слева показан фрагмент кадра, снятый прибором БОКЗ-М60. Справа показано синтезированное моделирующей программой изображение той же звезды. На левом изображении виден фон, вызванный посторонней засветкой. Съемка звезд проводилась через подсвеченную городским освещением атмосферу. На правом снимке виден звездный фон.

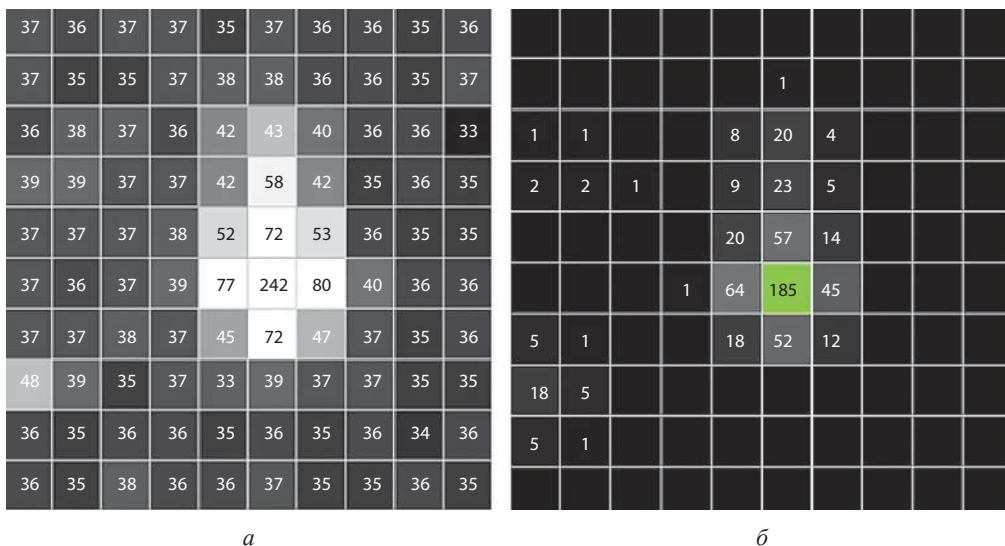


Рис. 6. Фрагмент кадра с изображением звезды SAO 22191: а) полученный при съемке, б) полученный путем моделирования

Вытянутая вверх форма модельной и оригинальной звезды отражает вполне достоверную картину слияния каталожной звезды с наиболее яркой звездой окружения. При азимуте 130° в выбранном для исследования кадре яркая звезда окружения должна находиться над каталожной звездой. Бортовая программа анализирует атмосферный фон, выбирает порог отсечки 42, локализует сдвоенный объект и вычисляет координаты его центра на матрице.

Моделирующая ММП программа, выполняя локализацию звезды, анализирует звездный фон, и строит график зависимости величины ошибки измерения от величины порога отсечки, показанный на рис. 7. Результаты расчета координат звезды на фотоприемной матрице и на небесной сфере для реального и модельного фрагментов кадра приведены в табл. 2. В данном случае для нас это «1-е приближение».

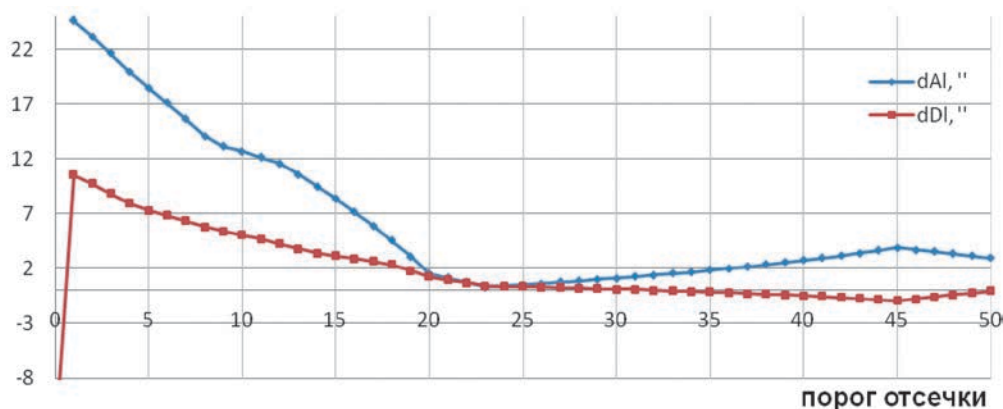


Рис. 7. Графики зависимости величины ошибки измерения координат звезды SAO 22191 от порога отсечки при фиксированном азимуте

Таблица 2. Результаты расчета координат звезды SAO 22191 при разных значениях порогов отсечки и азимутах

SAO 22191	1-е приближение		2-е приближение		3-е приближение	
	по кадру съемки	ММП	по кадру съемки	ММП	по кадру съемки	ММП
инт. яркость, Br, град. АЦП	391	411	239	280	379	465
кол-во пикселей, Nel	12	11	5	7	13	12
порог отсечки, Thr, град. АЦП	42	9	61	25	41	5
X, pix	173,43	0,43	173,41	0,41	157,14	0,14
Y, pix	382,49	0,49	382,67	0,67	98,45	0,45
азимут, Az, °	130,13	130,00	130,13	130,00	359,47	359,00
dX, mkm	1,99	-0,09	0,39	-0,02	2,48	3,15
dY, mkm	-2,52	-2,56	0,27	-0,21	1,71	2,62
dAl, ''	-4,60	13,15	2,95	1,70	-16,72	20,77
dDt, ''	-10,72	5,41	-0,45	0,05	-5,39	8,80

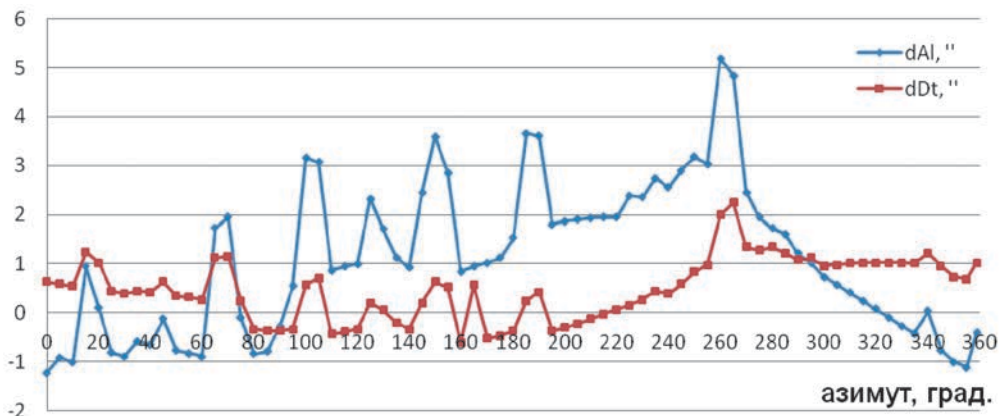


Рис. 8. Зависимость величины ошибки измерения координат звезды SAO 22191 от азимута при пороге отсечки 25

В рамках «1-го приближения» с помощью моделирующей программы подобран приближенный вариант порога для модельного кадра, в котором примерно совпадают координаты звезды на матрице, значения интегральной яркости и число пикселей. Порог отсечки в модельном кадре оказался равным 9. Полученные при этом ошибки измерения координат звезды dAl и dDt по реальному и модельному кадрам значительно отличаются друг от друга.

Значения порогов для «2-го приближения» выбирались из следующих соображений. Порог для фрагмента реального кадра бортовая программа выбирала, анализируя уровень окружающего звезду фона, происхождение которого может иметь аппаратную природу, либо, как в нашем случае, быть результатом внешней засветки. Среднее значение фона в данном случае равно 36. В то же время, моделирующая программа выделяет сигнал от звезды, анализируя звездный фон. В соответствии с графиком, приведенным на рис. 7, его оптимальное значение равно 25. Разумно предположить, что оба порога в реальном приборе должны быть суммированы.

Из табл. 2 видно, что полученные при таком пороге ошибки измерения координат звезды имеют приемлемый характер как для реального снимка, так и для модели.

Однако это еще не конец пути. Посмотрим, какие значения примут ошибки измерения координат звезды при различных азимутальных углах. Моделирующая программа умеет строить график зависимости ошибки измерения координат звезды от азимутального угла при фиксированном пороге отсечки, показанный на рис. 8. При вращении по азимуту происходит перераспределение потока поступающих на пиксели матрицы фотонов, что влияет на величину ошибки измерения. Свой вклад в ошибку измерения вносит и асимметрия фигуры сдвоенной звезды.

Обработка реального изображения звезды SAO 22191, полученного при азимутальном угле около 359° , подтверждает правильность модельных расчетов, что видно из табл. 2 в «3-м приближении».

В целом, моделирующая прибор программа вполне адекватно передает особенности достаточно сложной звезды SAO 22191 и может использоваться далее для составления макета бортового каталога небольшого участка небесной сферы, что и планируется сделать в самое ближайшее время. Что же касается самой звезды SAO 22191, то ее использование в бортовом каталоге прибора с угловым разрешением $55''/\text{пиксель}$ возможно при пороге отсечки, вычисленном с учетом влияния соседней звезды, но нежелательно.

Проверенная на других звездах моделирующая программа дает хорошее совпадение с экспериментальными данными. В системе координат матрицы точность совпадения оценивается примерно в $0,5 \text{ мкм}$. В системе небесных координат ошибка не превышает $1,5\text{--}2,5''$, что для начала совсем неплохо.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Как следует из данной статьи, оба рассматриваемых в ней метода приведения бортовых звездных каталогов в соответствие с наблюдательными возможностями датчиков ориентации, находятся в стадии разработки. Их различия заключаются в том, что в основе статистического метода лежат реальные измерения, получаемые звездным датчиком ориентации в процессе наблюдения звезд небесной сферы, а в методе математического проектирования – и то и другое замещается моделями. Модель небесной сферы на основе каталога Gaia не вызывает сомнений, в то время как возможность построения достаточно точной математической модели звездного датчика ориентации, несмотря на обнадеживающие результаты, приведенные в данной статье, остается под вопросом. Необходимо провести большую работу по уточнению математической модели прибора и по ее верификации, которую разумно выполнять путем сравнения с результатами реальных измерений, т.е. с использованием статистического метода.

При этом надо понимать, что полномасштабное использование метода математического проектирования бортовых звездных каталогов потребует значительных интеллектуальных затрат на создание достаточно сложных программ и технологий, обеспечивающих оптимизацию. Однако цель оптимизации – избавить приборы от систематических ошибок в измерениях координат звезд, обусловленных астрономическими факторами, оправдывает затраты. В качестве основного результата этой работы можно ожидать, что высокая точность измерения параметров ориентации будет достигаться с помощью нового поколения малогабаритных звездных приборов, что принципиально важно для изделий космической техники.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] *Аванесов Г.А., Бессонов Р.В., Сметанин П.С., Филиппова О.В., Эльяшев Я.Д.* Особенности измерения координат звезд оптико-электронными приборами с различными угловыми разрешениями // *Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса*. 2018. В настоящем выпуске.

- [2] *Аванесов Г.А., Снеткова Н.И., Филиппова О.В., Эльяшев Я.Д.* Исследование звезд участка небесной сферы двумя датчиками звездной ориентации БОКЗ-М60 // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2018. В настоящем выпуске.
- [3] *Аванесов Г.А., Куркина А.Н., Филиппова О.В., Эльяшев Я.Д.* Эксперимент по коррекции фрагмента бортового каталога прибора БОКЗ-М60 // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2018. В настоящем выпуске.
- [4] *Ахметов Р.Н., Еремеев В.В., Кузнецов А.Е., Мятов Г.Н., Пошехонов В.И., Стратилатов Н.Р.* Высокоточная геодезическая привязка изображений земной поверхности от КА «Ресурс-П» // Исследование Земли из космоса. 2017. № 1. С.44– 53.
- [5] Gaia Archive. ESA. URL: <http://gea.esac.esa.int/archive/>
- [6] The Palomar Digital Sky Survey (DPOSS) URL: <http://www.astro.caltech.edu/~george/dposs/>
- [7] VizieR, CDS, Strasbourg, France URL: <http://vizier.u-strasbg.fr/viz-bin/VizieR>

ADAPTATION OF STAR CATALOGUES FOR THEIR APPLICATION IN STAR TRACKERS

G.A. Avanesov, N.A. Stroilov, O.V. Filippova, V.A. Shamis, Ya.D. Eliashev

Space Research Institute of the Russian Academy of Sciences (IKI)

Star trackers used in the attitude control systems of many Russian and foreign spacecraft are constantly observing the celestial sphere, measuring the coordinates of the stars included in their onboard catalogues. With the development of instruments, the accuracy of measurement of stars' coordinates improves, and the difference between the obtained results and catalogue coordinate values of a significant number of stars becomes more and more noticeable. It arises from very large differences in the angular resolution of astronomical instruments used for cataloguing and star trackers. In this regard, it becomes necessary to bring the onboard star catalogues into conformity with the observational capabilities of the star trackers. This problem can be solved by using statistics of direct measurements of the required corrections for the stars' coordinates of the onboard catalog. Until quite recently, it was actually the only way to solve the problem. But there is another way – to calculate these corrections, having an all-sky astronomical star catalog up to the 13th star magnitude and using mathematical simulation techniques for the star tracker. This way has become possible thanks to the European astrometric project Gaia. Both methods have their advantages and disadvantages discussed in this article.

Keywords: star tracker, astrometry, star catalog, stars of neighborhood, catalog correction, statistical method, method of mathematical design.

REFERENCES

- [1] *Avanesov G.A., Bessonov R.V., Smetanin P.S., Filippova O.V., Eliashev Ya.D.* Osobennosti izmereniya koordinat zvezd optico-elektronnymi priborami s razlichnymi uglovymi razresheniyami (Features of coordinate measuring by opto-electronic star trackers with different angular resolution), *Sovremennye problemy distantsionnogo zondirovaniya Zemli iz kosmosa*, 2018, in this issue.

- [2] *Avanesov G.A., Snetkova N.I., Filippova O.V., Eliashev Ya.D.* Issledovanie zviozd uchastka nebesnoi sfery dvumya datchikami zviozdnoi orientatsii BOKZ-M60 (Studying the stars of the celestial sphere section by two BOKZ-M60 star trackers), *Sovremennye problemy distantsionnogo zondirovaniya Zemli iz kosmosa*, 2018, in this issue.
- [3] *Avanesov G.A., Kurkina A.N., Filippova O.V., Eliashev Ya.D.* Experiment po korreksii fragmenta bortovogo kataloga pribora BOKZ-M60 (An experiment for the correction of the onboard catalogue fragment of the BOKZ-M60 star tracker), *Sovremennye problemy distantsionnogo zondirovaniya Zemli iz kosmosa*, 2018, in this issue.
- [4] *Akhmetov R.N., Ereemeev V.V., Kuznetsov A.E., Myatov G.N., Poshekhonov V.I., Stratilatov N.R.* Vysokotochnaya geodezicheskaya privyazka izobrazheniy zemnoi poverkhnosti KA “Resurs-P” (High-precision geolocation of Earth surface images from the “Resurs-P” spacecraft), *Issledovanie Zemli iz kosmosa*, 2017, No.1, pp. 44-53.
- [5] Gaia Archive. ESA. URL: <http://gea.esac.esa.int/archive/>
- [6] The Palomar Digital Sky Survey (DPOSS). URL: <http://www.astro.caltech.edu/~george/dposs/>
- [7] VizieR, CDS, Strasbourg, France. URL: <http://vizier.u-strasbg.fr/viz-bin/VizieR>

Avanesov Genrikh Aronovich – chief researcher, PhD, professor, genrikhavanesos@yandex.ru

Stroilov Nikolay Aleksandrovich – minor researcher, stroilov@iki.rssi.ru

Filippova Olga Vladimirovna – engineer, 499B@rambler.ru

Shamis Vladimir Alexandrovich – leading programmer, sky_viewer@mail.ru

Elyashev Iakov Dmitrievich – junior researcher, eluashev-jak@yandex.ru

РАЗВИТИЕ АЛГОРИТМОВ ФИЛЬТРАЦИИ ПЕРВИЧНЫХ ДАННЫХ В ЗВЕЗДНОМ ДАТЧИКЕ ОРИЕНТАЦИИ

С.А. Прохорова, П.С. Сметанин, А.А. Форш

Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН)

В статье приводится краткий обзор фильтров первичных данных, используемых в звездных датчиках ориентации семейства БОКЗ. Подробно рассматривается алгоритм строчной фильтрации и варианты механизма выбора порога. Рассматривается необходимость модификации процедуры расчета порога для парирования структурных дефектов, возникающих вследствие облучения матрицы в космическом пространстве. Обосновывается выбор однострочного скользящего фильтра для оптической головки звездного датчика на базе фотоприемной КМОП матрицы. Приводится краткое описание экспериментов по облучению матрицы и ее последующего исследования в климатической камере. В конце статьи описывается эксперимент по моделированию и сравнению строчных фильтров с различными вариантами задания порога. Сравняется эффективность работы строчных фильтров по количеству отфильтрованных пикселей, локализованных объектов и числу распознанных звезд на выходе модуля фильтрации. В заключение делается вывод о возможности парирования с помощью фильтров значительной части помех, вызванных радиацией.

Ключевые слова: звездный датчик, первичная фильтрация, строчный фильтр, фотоприемное устройство, температура, нейтроны, протонные события, структурные эффекты, радиационные испытания.

ВВЕДЕНИЕ

Звездный датчик, решая задачу вычисления параметров ориентации, обычно использует не менее 4-х звезд. Максимальное число звезд, принимаемых в обработку звездным датчиком, как правило, ограничивается 15–25. Каждая звезда содержит не более 25–30 пикселей, несущих информацию о ней. Следовательно, максимальное число полезных пикселей обычно не превышает 1000, причем это число не зависит от оптических параметров прибора и размерности используемого в нем фотоприемного устройства (ФПУ). С учетом того, что в большинстве современных датчиков ориентации используются ФПУ с числом пикселей от $0,25 \cdot 10^6$ до $4 \cdot 10^6$, у разработчиков приборов появляется естественное желание освободить вычислительное звено прибора от избыточной информации. Эта задача – сжатие данных путем выделения полезной составляющей сигнала, возлагается на модуль предварительной обработки, который обычно реализуется в ПЛИС. Количество пикселей, полученное после обработки кадра, может заметно возрасти из-за различных неравномерностей входного сигнала – на два-три порядка. Поэтому, помимо основных функций, предварительная фильтрация должна решать задачи устранения помеховых составляющих входного сигнала, возникающих в результате паразитных засветок фотоприемной матрицы

Прохорова Светлана Андреевна – младший научный сотрудник, *prokhorovasa@yandex.ru*
Сметанин Петр Станиславович – младший научный сотрудник, *guldthen@gmail.com*
Форш Анатолий Анатольевич – ведущий научный сотрудник, к.ф.-м.н., *forsh@ofo.iki.ru*

Солнцем, Луной, подсвеченным краем Земли и элементами конструкции КА, а также структурных повреждений ФПУ под воздействием радиации.

В простейшем случае фильтр представляет собой устройство, пропускающее на выход только те пиксели, которые превышают некоторую заданную величину – «порог». Прошедшему через фильтр пикселю присваиваются его координаты в системе координат ФПУ – номер в строке и в столбце. Подобные устройства с середины 90-х годов прошлого века успешно используются на практике в звездных датчиках. Используются они и в наше время, например, на Международной космической станции, где с 2000 года работают звездные датчики БОКЗ. Порог обычно определяется окрестностью анализируемого пикселя – средним значением и СКО соседних пикселей по всему кадру или же ограниченной его части – «окну». Величина и форма окна могут варьироваться в зависимости от особенностей анализируемого изображения, формы и размера звезды, ее трека.

В упрощенном варианте фильтра по кадру рассчитывается среднее значение яркости и вычитается из каждого пикселя. Эта операция удаляет постоянную составляющую сигнала. Далее пиксели проверяются на «порог» – превышение нескольких СКО по кадру, либо заранее заданного значения. Данный вид обработки при нормальных условиях эксплуатации хорошо справляется с основной задачей – сжатием и выделением полезного сигнала. Но при появлении на кадре динамично меняющихся засветок, росте числа «горячих» пикселей и прочих неравномерностей, такой фильтр может реагировать неадекватно, что приводит к значительному увеличению объема помеховых объектов на выходе. Поэтому существует ряд алгоритмов, использующих оценку скользящего по кадру среднего и порога, что позволяет своевременно реагировать на локальные неравномерности сигнала. Например, в ряде приборов используется хорошо зарекомендовавший себя «оконный» фильтр. Он представляет собой скользящее окно, производящее адаптивную пороговую оценку яркости окрестностей каждого пикселя. В этом случае кадр, отображающий участок звездного неба, сканируется двумерным окном размером $N \times M$ пикселей (в текущей работе имеет размерность 13×13). Вычисляется средняя яркость по окну и соответствующий порог прохождения элементов (как среднеквадратическое отклонение в окне или по всему кадру). Процедуры выполняются для каждого пикселя матрицы. Если пиксель превышает порог – он сохраняется за вычетом порога, в противном случае – отбрасывается. Таким образом, звездоподобные объекты отделяются от фона.

НЕОБХОДИМОСТЬ СТРОЧНОЙ ФИЛЬТРАЦИИ

Первичная фильтрация, так или иначе, присутствует во всех приборах семейства БОКЗ. В данной статье рассматривается линейка приборов мБОКЗ-2, где блок обработки данных (БОД) управляет несколькими оптическими головками (ОГ), в каждой из которых реализован фильтр. ФПУ CMV-4000, установленное в этих приборах, с размером исходного кадра 4 Мпикс, имеет скоростной интерфейс выноса данных – до 180 кадров в секунду. В приборе мБОКЗ-2В частота обновления информации – 4 кадра в секунду. При этом скорость выноса с матрицы составляет 16 Мпикс/с. Модуль предварительной обработки, реализованный

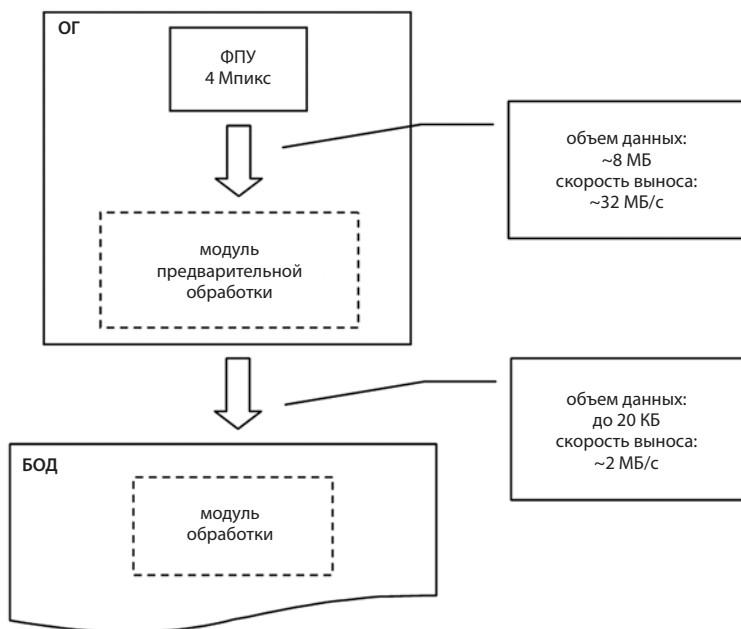


Рис. 1. Функциональная схема обработки данных в 3Д МБОКЗ-2

на ПЛИС, может производить сжатие, фильтрацию или выделение фрагментов изображения (прямоугольное окно вокруг звезды), тем самым уменьшая объем информации до нескольких Кпикс. На рис. 1 приведена функциональная схема обработки данных в ОГ МБОКЗ-2В.

При построении оконного фильтра на ПЛИС важна ресурсоемкость алгоритма. Например, в ОГ МБОКЗ-2В установленный ПЛИС АЗРЕ600 имеет ОЗУ объемом 108 Кбит. В нем происходит первичная обработка данных, полученных с КМОП матрицы. При размере строки в 2048 пикселей, разрядностью 12 бит/пиксель – в ОЗУ можно накопить не более 4 строк, в то время как для реализации оконного фильтра необходимо накопить 13 строк (~53 КБ), не считая прочих данных в памяти ПЛИС. Также, при скорости выноса 1 строки пикселей из матрицы порядка 64 мкс время накопления всех строк в ОЗУ ПЛИС составит около 832 мкс. Учитывая время накопления каждой последующей строки, время бинирования кадра, расчет среднего для каждого пикселя (~20 нс на операцию сложения в данном ПЛИС) – получаются миллисекундные задержки, критичные для решения текущей задачи. Поэтому в ОГ звездного датчика принят оптимизированный вариант предварительного фильтра. Количество анализируемых строк при этом уменьшено до одной. В работе (Аванесов, Бессонов, Сметанин, 2015) приведено описание строчного фильтра, который впоследствии был реализован в макете ОГ МБОКЗ-2В, а также двухстрочного фильтра, промоделированного на ПК.

Различные варианты однострочных фильтров сравнивались между собой и с оконным фильтром по влиянию на точностные характеристики прибора, проверялась их способность к устранению засветок и помеховых объектов на изображении. Фильтры имели табличный, заранее заданный порог.

ОСОБЕННОСТИ ВЫБОРА ПОРОГА

Как уже упоминалось, фильтр должен парировать вызванные паразитной засветкой неравномерности фона и структурные повреждения ФПУ, возникающие в результате радиации, проявляющиеся в виде «горячих» пикселей. При нормальных условиях эксплуатации на матрице CMV-4000 присутствует порядка 1000–10000 «горячих» пикселей, их яркость и количество также зависят от рабочей температуры матрицы.

В ОГ мБОКЗ-2 используется строчный фильтр с табличным порогом. Это означает, что после расчета и отсекаемого среднего значения пикселей по строке, их яркости сравниваются с табличным значением. Таблица составляется заранее и строится на основе измеренной зависимости СКО яркости по кадру от ее среднего значения. Также фильтр имеет механизм отбраковки объектов по их размеру – однопиксельные объекты не пропускаются. Такой фильтр успешно справляется с «горячими» пикселями, но в процессе эксплуатации ОГ в космосе число структурных повреждений может расти, что приводит к незначительному увеличению среднего значения яркости по кадру, но ощутимому изменению СКО кадра. Следовательно, заранее записанные табличные значения порога со временем становятся неадекватными оценками СКО. Эта задача может решаться за счет введения механизма обратной связи:

- значение порога рассчитывается по предварительно принятому кадру и изменяется по внешней команде от БОД;
- значение порога рассчитывается по скользящей строке и изменяется на каждом шаге фильтра;

Сравнение эффективности фильтров в данной работе проводится путем обработки кадров, полученных с ранее облученной (весной 2016 года) матрицы CMV-4000. Матрица была подвергнута облучению нейтронами с флюенсом потока $5e^{10}$ нейтрон с целью моделирования структурных повреждений ФПУ в космическом пространстве в конце срока эксплуатации.

В эксперименте участвовало ФПУ со следующими характеристиками:

- КМОП-матрица CMOSIS 4000 (2048×2048 пикселей).
- размер пикселя – 5,5 мкм.

В ходе эксперимента облученная матрица была установлена в интерфейсный блок, повторяющий интерфейсы ОГ, и исследована в климатической камере при различных температурах. Были получены темновые кадры и кадры с равномерной засветкой. В момент съемки при помощи имитатора оптического сигнала (ИОС) среднее значение по кадру изменялось от темнового до максимального (4095 епр). На полученные кадры были наложены звезды с размерами и яркостями, соответствующими звездам реального неба, полученным с прибора мБОКЗ-2В. Характеристики и условия получения групп кадров приведены в табл. 1. К этим кадрам были применены оконный и строчные фильтры, проведены процедуры локализации и распознавания объектов, проведено сравнение полученных точностных характеристик.

Таблица 1. Сводная таблица параметров серий кадров, использованных в экспериментах

даты съемки: 07-12-2017			
количество кадров	45	39	38
температура, град	0	15	25
время между кадрами, с	1		
время экспозиции, мс	250		

ПАРИРОВАНИЕ СТРУКТУРНЫХ ПОВРЕЖДЕНИЙ КМОП-СЕНСОРА

В работе (Аванесов, Бессонов, Сметанин, 2015) рассматривается парирование строчными фильтрами различных видов неравномерностей первичного сигнала – засветок поля зрения, неоднородностей яркости пикселей, горячих пикселей. В текущей статье определяется возможность парирования структурных повреждений КМОП матрицы, возникающих после ее облучения в космическом пространстве при различных температурах и уровнях засветки.

Одним из важнейших требований, предъявляемых к ФПУ, используемым на борту КА, является стойкость к воздействию ионизирующего излучения космического пространства (ИИ КП). В околоземном пространстве к ИИ КП относятся электроны и протоны естественного радиационного пояса Земли (ЕРПЗ), а также протоны и тяжелые заряженные частицы (ТЗЧ) космических лучей. Вследствие воздействия ИИ КП могут наблюдаться дозовые и одиночные радиационные эффекты, которые могут привести к параметрическому, функциональному или катастрофическому отказу. Требования по стойкости к эффектам смещения заданы в виде эквивалентного флюенса протонов с энергией 10 МэВ.

К эффектам смещения (структурным эффектам) относится образование множественных дефектов в светочувствительной области. Данные дефекты приводят к ухудшению фотометрических характеристик фото-сенсора (Кобелева и др., 2017):

- 1) значительному росту темнового тока в отдельных пикселях;
- 2) появлению большого количества горячих пикселей;
- 3) значительному росту СКО темнового сигнала;
- 4) росту всех вышеперечисленных параметров в процессе активной работы фото-сенсора

Для аппаратуры, укомплектованной КМОП матрицами, необратимые изменения ее параметров при воздействии электронов и протонов моделируют последовательным облучением аппаратуры нейтронным излучением. КМОП матрица CMV4000 испытывалась на стойкость к эффектам смещения в пассивном режиме на моделирующей установке. Матрица облучалась потоком нейтронов с флюенсом $5e^{10}$ нейтрон в выключенном состоянии, контроль параметров осуществлялся после облучения.

В итоге, число «горячих» пикселей на исходном кадре после облучения может достигать порядка 400 000 при рабочей экспозиции 250 мс и температуре +25°C., СКО ~200 емп. Это на один-два порядка больше значений для необлученной матрицы. На рис. 2 приведено сравнение кадров с матрицы до и после облучения.

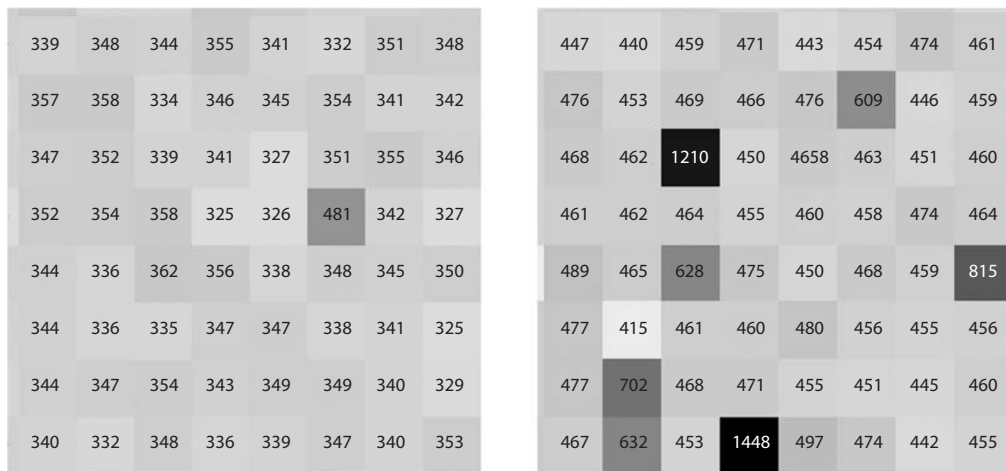


Рис. 2. Фрагменты кадров с ФПУ CMV4000 до и после облучения при температуре +25°C и времени экспозиции 250 мс. Слева – до облучения, СКО: 24 емп; среднее: 332емп, справа – после облучения, СКО 204 среднее 498

Необходимо отметить, что данное количество дефектов будет получено прибором не одновременно, а в течение 10–20 лет, в зависимости от заданной орбиты и может быть нивелировано, помимо процедуры фильтрации, при помощи температурного отжига, охлаждения ФПУ или же работе при меньших временах экспозиции.

Ранее разработанный строчный фильтр имеет встроенный механизм отбраковки одиночных «горячих» пикселей, но при таком объеме дефектов существенней становится их вклад в расчет скользящего среднего и СКО. Кроме того, «горячие» пиксели начинают объединяться в более крупные объекты. Эти факторы определяют необходимость рассмотреть различные варианты выбора порога скользящего фильтра.

ОСОБЕННОСТИ СТРОЧНОГО АЛГОРИТМА ФИЛЬТРАЦИИ

В строчном алгоритме фильтрация производится с помощью окна длиной N элементов в строке для бинированного или исходного изображения. Например, в ОГ МБОКЗ-2В длина окна фильтра составляет 16 пикселей для бинированного кадра. В оптической головке МБОКЗ-2Р производится фильтрация полного кадра, и длина окна фильтрации составляет 32 пикселя. Ниже приведен пример адаптивного фильтра для МБОКЗ-2Р.

Из строки A_{ij} ($j=1,2,\dots,N$) последовательно выбираются 32 соседних элемента (14 из них пропускаются), и их значения суммируются. На первом шаге вычисляется среднее:

$$\bar{A}_{ij} = \frac{\left(\sum_{i=0}^{N=7} A_{ij} \right) + \left(\sum_{i=24}^{N=31} A_{ij} \right)}{16}, \quad (1)$$

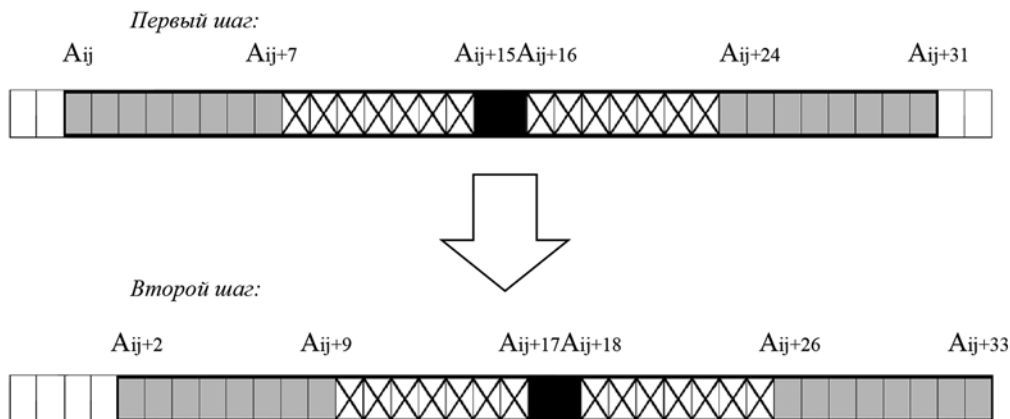


Рис. 3. Принадлежность пикселей строки к суммам (черные – проверяемые, серые – для расчета среднего \bar{A}_{ij} , X – пропущенные), положение окна фильтра на первом и втором шагах вычисления среднего

Если значение пикселя $A_{ij+15} > \bar{A}_{ij} + T$, то устанавливается в единицу флаг $FL=1$. Если же и значение последующего пикселя $A_{ij+16} > \bar{A}_{ij} + T$ и $FL=1$, то записываем значения $A_{ij+15} = A_{ij+15} - \bar{A}_{ij}$, $A_{ij+16} = A_{ij+16} - \bar{A}_{ij}$ в соответствующие элементы сглаженного изображения, иначе $FL=0$.

Далее происходит сдвиг на 2 элемента и повтор процедуры с учетом предыдущего результата.

Порог проверки пикселей T , как правило, равен трем СКО. T может быть вычислен различными методами:

- порог задается при помощи табличных значений, записанных в памяти. Таблица составляется заранее и строится на основе измеренной зависимости СКО яркости по кадру от ее среднего значения. Соответственно, при вычислении среднего по строке фильтра, из таблицы порогов извлекается необходимое значение порога.
- порог задается извне от БОД, значение рассчитывается по полученным ранее кадрам или фрагментам кадров от ОГ.
- порог рассчитывается на каждом шаге скользящего окна.

Наиболее затратным в плане используемых ресурсов является третий вариант – скользящее вычисление порога. Тем не менее он лучше реагирует на динамично меняющиеся засветки фона, в меньшей мере искажает звезды. При обработке на персональном компьютере ресурсов быстройдействия достаточно, чтобы на каждом шаге к значению среднего \bar{A}_{ij} рассчитывать соответствующее значение порога из формулы:

$$T = 3 \cdot \sigma = 3 \cdot \sqrt{\frac{\sum_{i=0}^{N=7} (A_{ij} - \bar{A}_{ij})^2 + \sum_{i=24}^{N=31} (A_{ij} - \bar{A}_{ij})^2}{N-1}} \quad (2)$$

При обработке кадра на ПЛИС проблемы вызывают затратные, в плане количества системных циклов, операции извлечения корня и возведения в квадрат.

Также, для обработки данных в темпе их считывания с матрицы данная формула расчета порога не подходит – необходимо преобразовать ее до однопроходного алгоритма. Преобразованная формула вычисления порога имеет вид (*Chan, Golub, LeVeque, 1983*):

$$T = 3 \cdot \sqrt{\sigma_i^2} = 3 \cdot \sqrt{\frac{\left(\sum_{i=0}^{N=7} A_{ij}^2\right) + \left(\sum_{i=24}^{N=31} A_{ij}^2\right)}{N-1} - \bar{A}_{ij}^2} \quad (3)$$

Остается избавиться от операции извлечения корня или заменить ее. Она может быть преобразована по следующему алгоритму:

- Первоначальное вычисленное значение σ_i^2 формата float (4 байта – /1 бит знака/ + /8 бит порядка/ + /23 бита мантисы/, стандарт IEEE 754) переводится в формат integer (4 байта, беззнаковое целое) побайтовым копированием. Далее результат подставляется в формулу (4) и после преобразования снова побайтово копируется в переменную float (*Hain, Mercer, 2005*):

$$T = \sqrt{\sigma_i^2} = \text{float}\left(0x20000000 + \left(\text{integer}\left(\sigma_i^2\right) / 2\right) - 0x400000\right) \quad (4)$$

В таком случае величина ошибки приближения к реальному значению корня составляет до 6%. Этого уже достаточно для решения нашей задачи фильтрации.

- Тем не менее, можно еще повысить точность, добавив корректирующую константу:

$$T = \sqrt{\sigma_i^2} = \text{float}\left(0x20000000 + \left(\text{integer}\left(\sigma_i^2\right) / 2\right) - 0x400000 - 0x4B0D2\right) \quad (5)$$

При работе с целочисленной арифметикой и при невозможности поддержания формата float можно преобразовать число в формат псевдо-float (не учитывать смещение на 127 в степени числа). Формула примет следующий вид:

$$T = \sqrt{\sigma_i^2} = \text{integer}\left(\left(\text{float}_p\left(\sigma_i^2\right)\right) / 2 - 0x4B0D2\right) \quad (6)$$

СРАВНЕНИЕ РАЗЛИЧНЫХ ТИПОВ ФИЛЬТРОВ

Предварительная обработка изображений в автономной ОГ требует соблюдения баланса между затратностью алгоритма фильтрации и качеством полученного результата.

Выбор типа фильтра (длины его окна, способа вычисления порога) зависит от следующих факторов:

- возможность засветок поля зрения, их типы (равномерные, неравномерные), частота их возникновения;
- наличие неравномерностей сигнала на поле ФПУ;
- интенсивность космического излучения;
- необходимая частота обновления информации в данном режиме работы;
- диапазон рабочих температур ОГ;
- рабочие экспозиции прибора;

- диапазон рабочих скоростей прибора;
- доступные аппаратные ресурсы – объем памяти, быстродействие.

Для сравнения характеристик различных фильтров был проведен эксперимент – обработка кадров, полученных с ФПУ CMV4000, ранее облученного нейтронами в рабочем диапазоне температур. График зависимости СКО пикселей от температуры на темновых кадрах приведен на рис. 4. Видно, что СКО испытывает флуктуации и начинает приходить в норму на отрезке 0–5°С.

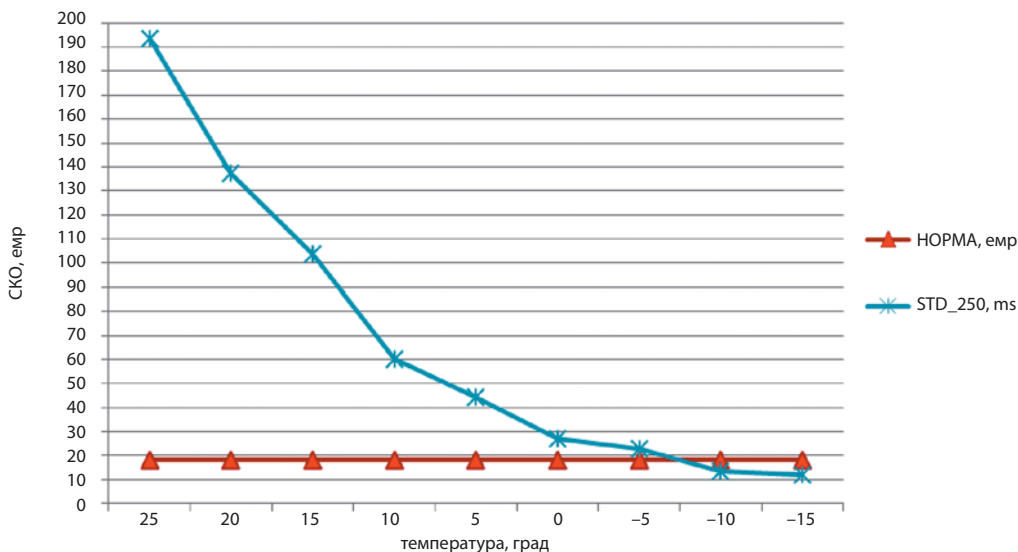


Рис. 4. График зависимости СКО яркости пикселей ФПУ, облученного нейтронами, от температуры

Затем были отобраны группы кадров при трех температурах: 0°С, 15°С, 25°С и штатном времени экспозиции 250 мс. При этом средняя яркость на кадрах для каждой температуры менялась от темного значения до полной засветки. Рассматривалось влияние вида скользящего фильтра (механизма расчета среднего и порога) на количество получаемых пикселей, локализованных объектов и распознанных звезд.

На каждый кадр были добавлены звезды с размерами и яркостями, соответствующими звездам реального неба, полученным с прибора мБОКЗ-2В.

Кадры со звездами были отфильтрованы четырьмя различными фильтрами:

- фильтр строчный, длина 32 пикселя, отбраковка однопиксельных объектов, **расчет порога по строке – величина 3 СКО;**
- фильтр строчный, длина 32 пикселя, отбраковка однопиксельных объектов, **расчет порога по кадру – величина 3 СКО;**
- фильтр строчный, длина 32 пикселя, отбраковка однопиксельных объектов, **расчет порога по Таблице;**
- фильтр оконный, 13×13 пикселей, **расчет порога по кадру – величина 3 СКО.**

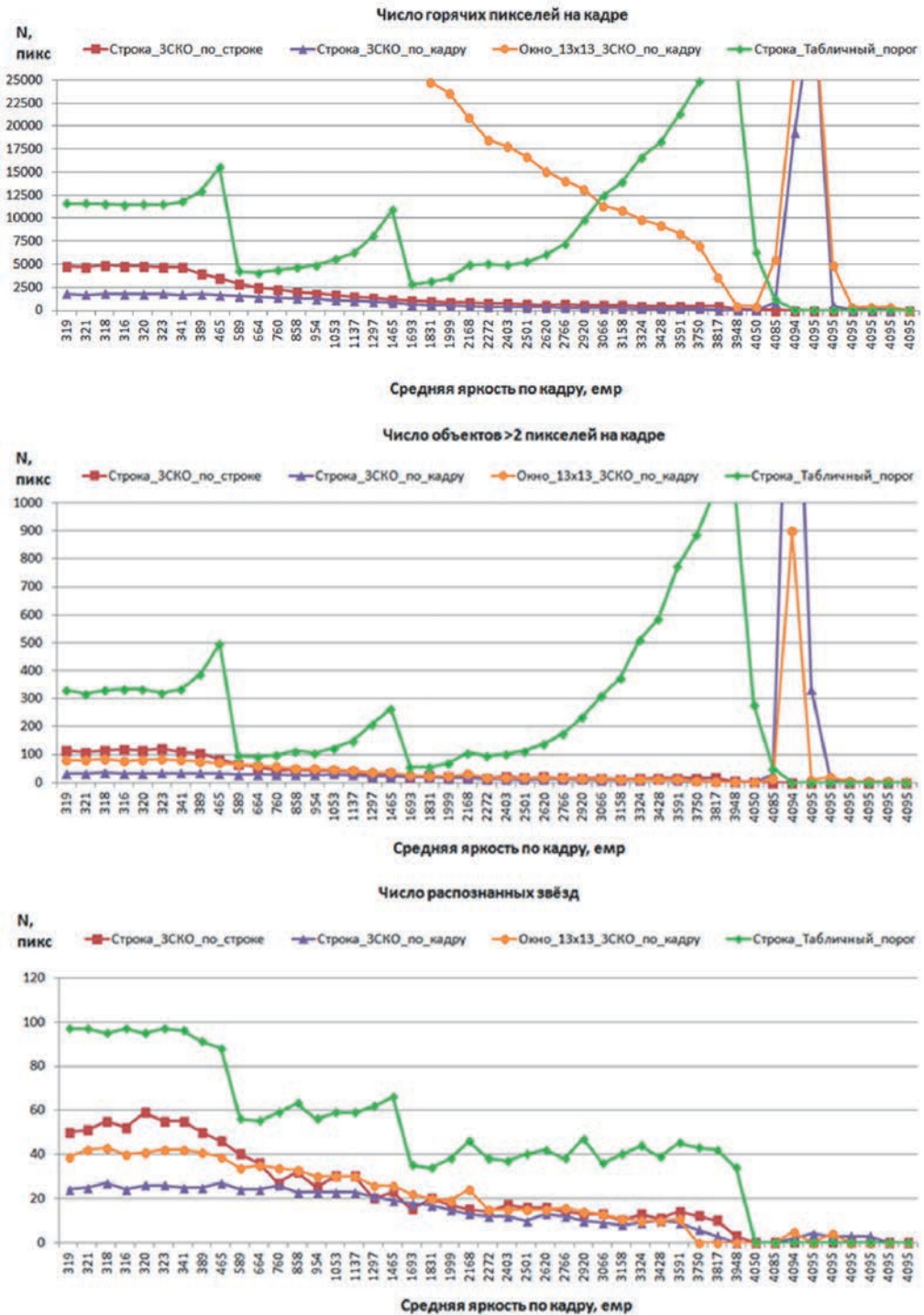


Рис. 6. Зависимость числа пикселей, объектов и звезд от засветки (среднего значения фона по кадру). Температура 0°C, экспозиция 250 мс, локализация объектов ≥ 3 пикселей

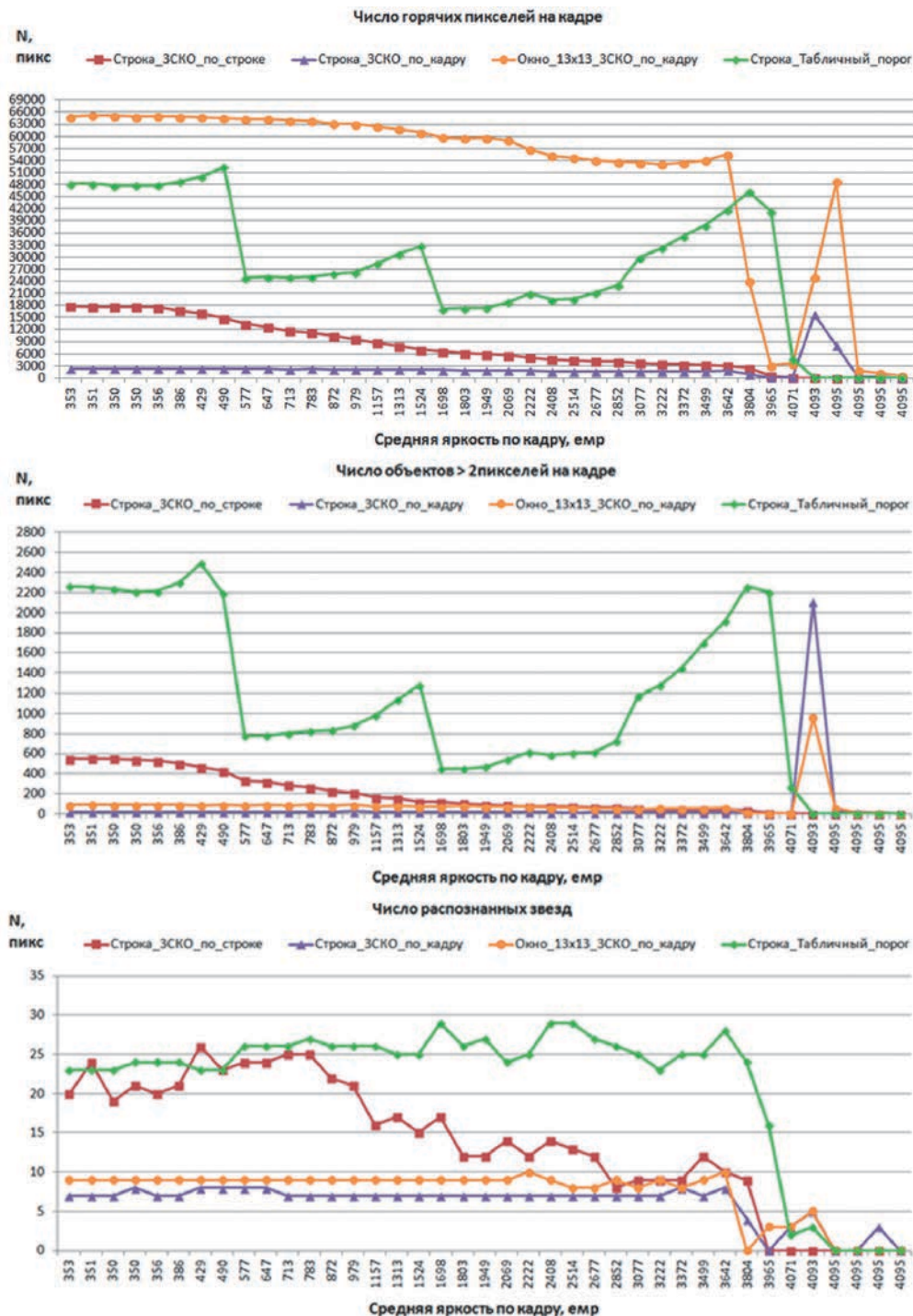


Рис. 7. Зависимость числа пикселей, объектов и звезд от засветки (среднего значения фона по кадру). Температура 15°C, экспозиция 250 мс, локализация объектов ≥ 3 пикселей

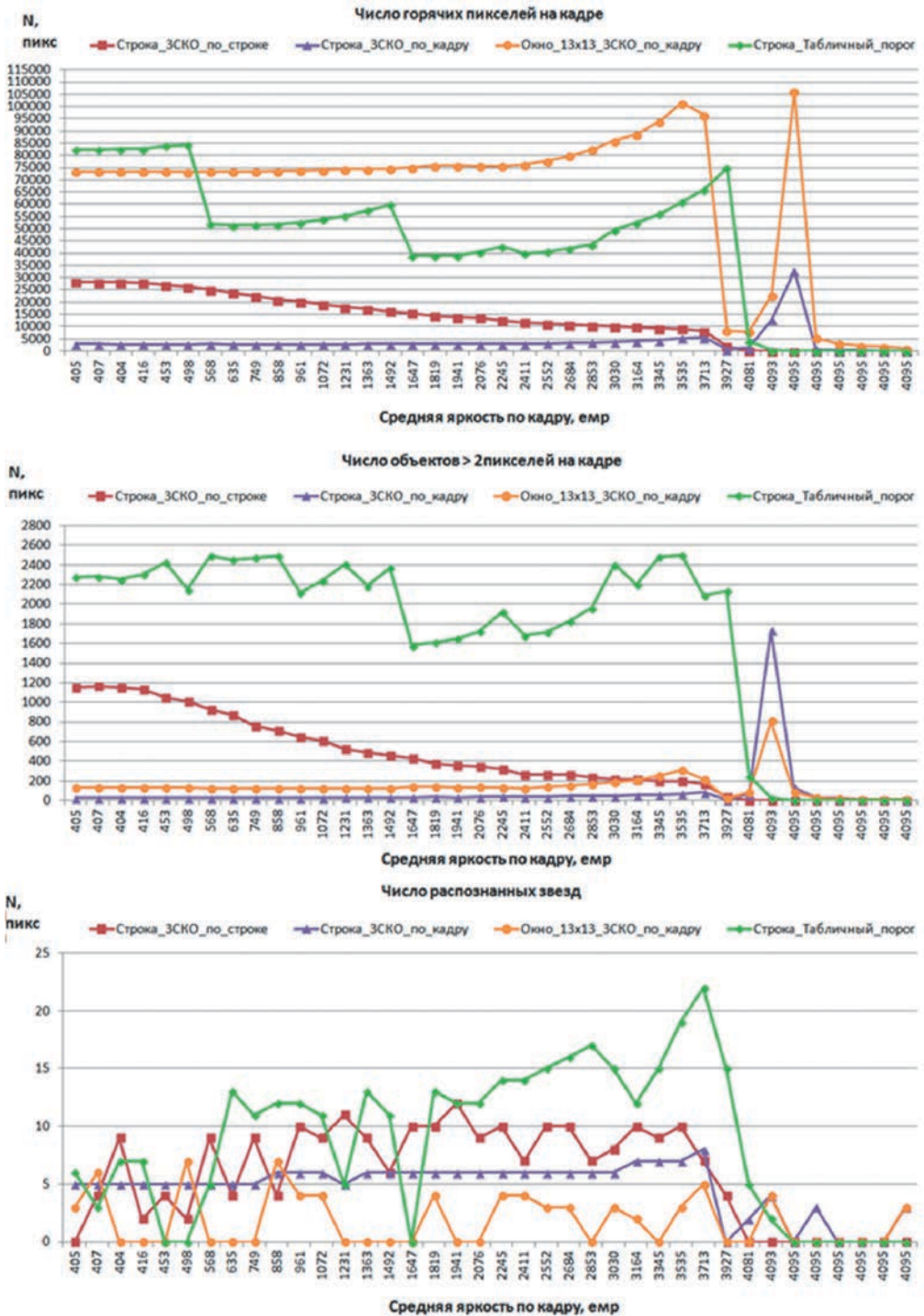


Рис. 8. Зависимость числа пикселей, объектов и звезд от засветки (среднего значения фона по кадру). Температура 25°C, экспозиция 250 мс, локализация объектов ≥ 3 пикселей

Из графиков видно – строчные фильтры имеют равномерную характеристику числа отфильтрованных пикселей во всем диапазоне засветок и экспозиций, за исключением фильтра с табличным порогом. Всплески на его характеристике обусловлены, в первую очередь, малым числом значений в таблице (4 порога), а во-вторых, потому что табличные значения соответствуют идеальному соотношению среднего/СКО кадра – в данном случае на облученной матрице они неадекватны.

По количеству локализованных объектов и распознанных звезд выигрывают строчные фильтры с табличным и скользящим порогами. В среднем – наиболее равномерной характеристикой обладает строчный фильтр с расчетом порога по кадру.

Можно сделать вывод, что по совокупности характеристик в лучшую сторону выделяется строчный фильтр со скользящим расчетом порога и строчный фильтр с расчетом порога по кадру. Причем, хотя первый и выигрывает в количестве распознанных звезд, он требует больших ресурсов в реализации.

ВЫВОДЫ

1. Эксперимент по облучению матрицы CMV4000 и последующая работа в термокамере показали, что количество структурных дефектов «горячих» пикселей на кадре может достигать существенных величин – порядка 400 000 (около 10% от всех пикселей кадра). Это приводит к значительному росту СКО яркости по кадру (в разы) и относительно небольшому росту среднего значения (доли).
2. Такое количество дефектов в большинстве случаев будет накоплено матрицей ближе к концу срока эксплуатации прибора. Оно может быть нивелировано при помощи температурного отжига, охлаждения ФПУ (до 0°C – минус 5°C), или же работе при меньших временах экспозиции. Тем не менее, необходимо предусмотреть механизм обратной связи для коррекции значения порога фильтра.
3. В ходе работы был протестирован ряд алгоритмов выбора порога фильтрации. Структурные дефекты ФПУ лучше всего парируются строчными фильтрами со скользящим порогом или расчетом порога по кадру. Оба алгоритма обеспечивают необходимое сжатие информации, даже при самых неблагоприятных условиях (экспозиции 250 мс и температуре +25°C). После данных фильтров остается около 5000–20 000 пикселей полезной информации. В обоих случаях распознается необходимое для определения ориентации число звезд.
4. Стоит отметить, что фильтр со скользящим расчетом порога лучше парирует динамичные засветки на кадре, но более сложен в реализации и требователен к аппаратным ресурсам ЗД.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] *Аванесов Г.А., Бессонов Р.В., Сметанин П.С.* Первичная обработка информации в звездном датчике ориентации // Четвертая Всероссийская научно-техническая конференция «Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов». Таруса, 8-11 сентября 2014 г. Сборник трудов. ИКИ РАН, 2015. С. 159-174.
- [2] *Кобелева А.А., Эльяшев Я.Д., Бессонов Р.В., Куделин М.И., Аванесов Г.А., Форш А.А.* Результаты испытаний фотосенсоров CMV20000 на стойкость к воздействию ионизирующих излучений космического пространства // Пятая Всероссийская научно-техническая конференция «Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов». Таруса, 5-8 сентября 2016 г. Сборник трудов. ИКИ РАН, 2017. С. 154-162.
- [3] *Chan T.F., Golub G.H., LeVeque R.J.*, Algorithms for computing the sample variance: analysis and recommendations // *The American Statistician*, vol. 37, No. 3, University of California, Riverside. aug., 1983. P. 242-247.
- [4] *Hain T.F., Mercer D.B.* Fast Floating Point Square Root [Электронный ресурс] // Information and reference portal “Semantic Scholar”, 2005. URL: <https://pdfs.semanticscholar.org/5060/4e9aff0e37089c4ab9a376c3f35761ffe28b.pdf> (дата обращения: 28.06.2018).

DEVELOPMENT OF ALGORITHMS FOR FILTERING PRIMARY DATA IN THE STAR TRACKER

S.A. Prohorova, P.S. Smetanin, A.A. Forsh

Space Research Institute of the Russian Academy of Sciences (IKI)

The article provides a brief overview of the primary data filters used in the star trackers of the BOKZ family. The algorithm of line filtration as well as the threshold selection mechanism are described in detail. The need to modify the threshold calculation procedure for parrying structural defects arising from the image sensor irradiation in space is considered. The choice of a single-line sliding filter for the optical head of the star tracker based on the CMOS sensor is substantiated. A brief description of the experiments on image sensor irradiation and its subsequent study in the climatic chamber is given. At the end of the article an experiment on modeling and comparison of line filters with different threshold setting options is described. The efficiency of line filters is compared by the number of filtered pixels, localized objects and the number of recognized stars at the output of the filter module. It is concluded that it is possible to parry a significant part of the noise with filters.

Keywords: star tracker, primary filtration, line filter, photodetector, temperature, neutrons, proton events, structural effects, radiation tests.

REFERENCES

- [1] *Avanesov G.A., Bessonov R.V., Smetanin P.S.* Pervichnaya obrabotka informatsii v zvezdnom datchike orientatsii (Primary data processing in the star tracker) // 4 vserossyiskaya nauchno-tekhnicheskaya konferentsiya “Sovremennye problem orientatsii i navigatsii kosmicheskikh apparatov”. Tarusa, September 8-11, 2014, proceedings. IKI RAN, 2015. Pp. 159-174.

- [2] *Kobeleva A.A., Eliashev Ja. D., Bessonov R.V., Kudelin M.I., Avanesov G.A., Forsh A.A.* Rezultaty ispytaniy fotosensirov CMV20000 na stoikost' k vozdeistviyu ioniziruyushchikh izlucheni kosmicheskogo prostranstva (The results of CMV20000 photosensors tests for resistance to ionizing radiation of outer space // 5 vserossyiskaya nauchno-tekhnicheskaya konferentsiya "Sovremennye problem orientatsii i navigatsii kosmicheskikh apparatov". Tarusa, 5-8 September 2016 proceedings. IKI RAS, 2017. Pp. 154-162.
- [3] *Chan T.F., Golub G.H., LeVeque R.J.* Algorithms for computing the sample variance: analysis and recommendations // The American Statistician, vol. 37, No. 3, University of California, Riverside. aug., 1983. P. 242-247.
- [4] *Hain T.F., Mercer D.B.* Fast Floating Point Square Root [Электронный ресурс] // Information and reference portal "Semantic Scholar", 2005. URL: <https://pdfs.semanticscholar.org/5060/4e9aff0e37089c4ab9a376c3f35761ffe28b.pdf> (дата обращения: 28.06.2018).

Prokhorova Svetlana Andreevna – junior researcher, prokhorovasa@yandex.ru

Smetanin Petr Stanislavovich – junior researcher, guldthen@gmail.com

Forsh Anatoly Anatolievich – leading researcher, PhD, forsh@ofo.iki.ru

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

А.В. Бирюков^{1,2}, М.Е. Прохоров¹, М.С. Тучин¹

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

² Казанский (Приволжский) Федеральный Университет

В работе предлагается метод объединения показаний нескольких автономных датчиков ориентации, жестко установленных на общую платформу. Предполагая малость и нормальность ошибок ориентации, выдаваемой каждым датчиком, а также их статистическую независимость, мы приводим общие формулы для линейных поправок к компонентам ориентации платформы, описывающие объединение показаний всех датчиков в рамках байесовского подхода, а также рассматриваем частные случаи двух и трех датчиков, соответственно.

Ключевые слова: звездные датчики; теорема Байеса; уточнение ориентации КА.

ВВЕДЕНИЕ

Современные звездные датчики ориентации представляют собой камеру, в фокальной плоскости объектива которой установлен матричный приемник излучения – ПЗС ИЛИ КМОП матрица – со специальным программным обеспечением. На приемнике излучения строится, экспонируется и считывается изображение фрагмента звездного неба. В полученном кадре выделяются изображения звезд и определяются их координаты на матрице фотоприемника. Точность определения координат центра изображения каждой звезды зависит: (а) от отношения размеров пикселя и размеров самого изображения; (б) от отношения сигнала к уровню шума приемника (яркости звезды); (в) от выбранного алгоритма обработки кадра. Эта точность обычно варьируется от $\sim 1/100$ до ~ 1 элемента изображения приемника.

Изображения звезд, обнаруженные в кадре, отождествляются со звездами, информация о которых хранится в бортовом навигационном каталоге датчика. Такой каталог содержит небесные координаты каждой из звезд в международной инерциальной системе координат (например, экваториальные координаты, привязанные к International Celestial Reference System (*Ariaset et al.*, 1995)). Если отождествление прошло успешно, то в полученном кадре выделяется группа звезд, для которых, в результате, известны как их координаты на фокальной плоскости (полученные по измерениям в кадре), так и их небесные координаты (из бортового каталога). Сопоставление одних с другими позволяет определить ориентацию звездного датчика относительно инерциальной системы координат: угловые координаты центра кадра и разворот границы кадра вокруг оси визирования относительно заданного направления (например, направления на северный полюс мира).

Бирюков Антон Владимирович – старший научный сотрудник, к.ф.-м.н, ant.biryukov@gmail.com

Прохоров Михаил Евгеньевич – зав. лабораторией, д.ф.-м.н., доцент, mike.prokhorov@gmail.com

Тучин Максим Сергеевич – научный сотрудник, wizard81@mail.ru

* – Статья приведена в авторской редакции

Ориентация звездного датчика может быть представлена несколькими эквивалентными способами. Наиболее популярным сегодня является представление ориентации в виде единичного кватерниона поворота (Челноков, 2006). Популярность такого представления вращений связана с тем, что произведение двух кватернионов поворота также является кватернионом, описывающим поворот, соответствующий последовательному выполнению поворотов-сомножителей.

Другие возможные варианты представления трехмерных поворотов – это матрица трехмерного поворота или углы Эйлера (Голубев, 2009). За исключением вырожденных случаев все перечисленные представления эквивалентны друг другу.

Пусть со звездным датчиком связана своя правая прямоугольная конструкционная система координат СКД, ось Oz которой совпадает с осью визирования датчика, а оси Ox и Oy перпендикулярны последней и, в идеальном случае, лежат в фокальной плоскости датчика. Тогда, любой набор параметров ориентации по факту характеризует три независимых угла: два угла, задающих направление оси визирования датчика (то есть оси Oz) относительно выбранной фундаментальной системы координат, а также угол поворота осей Ox и Oy системы СКД вокруг Oz , отсчитываемый от заранее заданного направления (например, направления на северный полюс мира).

Точность определения ориентации (здесь и далее мы говорим только о случайных ошибках) удобно выразить через ширину распределений малых углов, задающих повороты системы СКД вокруг ее осей Ox , Oy и Oz , соответственно. Причем, при определении ориентации с помощью звездного датчика, включающего в себя объектив и матричный приемник излучения, неопределенности вращений вокруг разных осей (а стало быть, и разные параметры ориентации) будут иметь разную погрешность. Так, пусть средняя линейная погрешность, с которой определяются положения центров изображений навигационных звезд в фокальной плоскости звездного датчика, составляет ε . Тогда погрешности определения координат центра кадра, т.е. первых двух упомянутых углов будут пропорциональны

$$\sigma_x = \sigma_y \propto \frac{\varepsilon}{F}, \quad (1)$$

где F – фокусное расстояние объектива. Ошибка σ_x обозначает погрешность направления оси визирования Oz датчика в плоскости $Oy-Oz$ его системы координат, что соответствует малому повороту вокруг оси Ox . Ошибка σ_y определяется аналогичным образом для малого поворота вокруг оси Oy . В то же время, погрешность третьего угла, описывающего поворот вокруг оси Oz .

$$\sigma_z \propto \frac{\varepsilon}{L} \approx \frac{\varepsilon}{2\omega \cdot F} \approx \frac{\sigma_{x,y}}{2\omega}, \quad (2)$$

где L – линейный размер матричного приемника излучения, ω – полуширина поля зрения датчика (2ω – полная ширина). Видно, что погрешность угла собственного вращения датчика всегда больше, чем углов, определяющих направление оси Oz . И если для типичных современных звездных датчиков с $2\omega = 10^\circ - 20^\circ$ их отношение составляет $\sigma_z / \sigma_{x,y} = 5 - 10$, то для высокоточных датчиков с узким полем зрения (например (Стекольников и др., 2013) с шириной поля зрения $\omega = 1^\circ - 2^\circ$) это отношение достигнет

$$\frac{\sigma_z}{\sigma_{x,y}} = 50-60 \quad (3)$$

Отметим, правда, что такое четкое разграничение низкого и высокого уровня погрешностей параметров ориентации имеет место только при ее представлении в виде углов вращений вокруг осей системы координат, связанной с датчиком. В компонентах же матрицы поворота, единичного кватерниона погрешности разных компонент ориентации смешиваются.

Очевидным решением проблемы разной точности отдельных компонент ориентации является использование устройств, состоящих из нескольких, смонтированных на одной платформе по-разному направленных звездных датчиков, показания которых обрабатываются совместно. В нашей работе мы предлагаем новый, статистически корректный и при этом аналитический способ объединения (взаимного уточнения) показаний нескольких звездных датчиков, максимально использующий весь объем информации, выдаваемой ими.

1. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Рассмотрим устройство звездной ориентации, включающее в себя $N > 1$ звездных датчиков (оптических головок). Оптические головки устройства, а также связанные с ними величины будем отмечать индексом $i=1...N$. Пусть с устройством в целом связана своя система координат с осями OX , OY и OZ соответственно. Будем также считать, что ориентации оптических головок датчиков относительно устройства известны и задаются матрицами трехмерных поворотов R_i , имеющими компоненты r_{ki} и переводящими СКУ в СКД_{*i*}, где СКД_{*i*} – системы координат, связанные с отдельными датчиками и устроенные так, как описано выше.

Наконец, считаем заданной инерциальную систему координат, привязанную к удаленным звездам. Например, прямоугольное представление экваториальной системы координат ICRS (International Celestial Reference System).

Пусть в некоторый момент времени t_0 все звездные датчики устройства производят (квази)синхронное измерение и выдают параметры ориентации x_i систем СКД_{*i*} относительно ИСК, пересчитываемых в соответствующие параметры X_i ориентации всего устройства с учетом известных матриц поворота R_i . Параметры ориентации X_i , посчитанные для разных датчиков, будучи случайными величинами, очевидно не совпадают друг с другом. Но считаем, что различия между ними невелики, и их можно описать в терминах *малых* дополнительных поворотов системы СКУ вокруг осей OX , OY и OZ соответственно.

Кроме того, вместе с параметрами ориентации X_i считаем известными ошибки их измерений. В строгом случае – матрицы их ковариаций $C_{i,\alpha\beta} = \text{cov}(X_{i,\alpha}, X_{i,\beta})$, где индексы α, β пробегает по всем компонентам X_i .

Полное вычисление компонентов C_i может оказаться очень сложной задачей, особенно при ее реализации на борту космического аппарата. Однако как будет показано ниже, нам достаточно знать лишь ограниченный набор параметров, характеризующих компоненты C_i .

На основании всех описанных данных – X_i и C_i ($i=1...N$) – необходимо определить параметры ориентации устройства, т.е. найти оптимальные параметры трехмерного поворота, максимально точно переводящие ИСК в СКУ.

2. НЕПОЛНОЕ РЕШЕНИЕ: ЗАДАЧА ВАХБЫ

В существующем на сегодняшний день неполном решении рассматриваемой задачи из показаний звездных датчиков используется информация только о направлениях осей визирования отдельных датчиков. Например, в виде первых двух углов Эйлера¹: угла прецессии ψ и угла нутации β имеющих меньшую погрешность (сравнимую с $\sigma_{x,y}$), чем угол собственного вращения ϕ . По паре углов (ψ_i, β_i) для каждого датчика можно построить единичный вектор направления на центр его поля зрения \mathbf{u}_i :

$$\mathbf{u}_i = \begin{pmatrix} \cos\psi_i \cdot \cos\beta_i \\ \sin\psi_i \cdot \cos\beta_i \\ \sin\beta_i \end{pmatrix}, \quad (4)$$

где $i=1\dots N$. Если скоро нам известен набор матриц поворота R_i , задающих ориентацию оптических головок датчиков в СКУ, то единичные вектора \mathbf{e}_i задающие направления их осей визирования, можно получить перемножив матрицы R_i с ортом оси Oz СКУ:

$$\mathbf{e}_i = R_i \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} r_{13} \\ r_{23} \\ r_{33} \end{pmatrix}_i. \quad (5)$$

При идеальных, бесконечно точных измерениях, для наборов векторов \mathbf{u}_i и \mathbf{e}_i выполнялось бы соотношение

$$\mathbf{u}_i = M_0 \cdot \mathbf{e}_i, \quad (6)$$

где M_0 – истинная матрица ориентации устройства (системы СКУ) относительно ИСК.

Для реальных измерений с конечными ошибками равенства (6) выполняются только приближенно. Поэтому для определения ориентации устройства необходимо найти такую матрицу M , при которой наборы векторов \mathbf{u}_i и \mathbf{e}_i максимально бы совмещались друг с другом. Эта задача известна в прикладной математике, как «задача Вахбы» (Wahba's problem) которую впервые в 1965 г. сформулировала Г.Вахба (Wahba, 1965). Она сводится к минимизации функционала вида

$$L(M) = 1/2 \sum w_i \|\mathbf{u}_i - M \cdot \mathbf{e}_i\|^2, \quad (7)$$

где $\|\dots\|$ – норма вектора, а w_i – необязательные веса.

Задача Вахбы довольно известна. К ее решению, например, сводится определение ориентации одиночного звездного датчика по кадру звездного неба, в котором изображения некоторых звезд отождествлены со звездами из бортового каталога (Markley & Crassidis, 2014). Для решения этой задачи были предложены различные методы: q-метод Давенпорта (Davenport, 1965), алгоритм QUEST (Shuster & Oh, 1981), алгоритмы с использованием сингулярного разложения (Markley, 1988). Обзор методов решения задачи Вахбы приведен в (Степанов и Кошаев, 1999).

¹ Точнее углы Гэйта-Брайана (ТВА, 2009).

В такой постановке, однако, задача совмещения показаний нескольких датчиков ориентации является не полной в том смысле, что не использует всю информацию об ориентации, но только направления оси визирования датчиков. Таким образом, вычисление угла собственного вращения φ , неизбежное для каждого прибора, оказывается избыточным, но требующим ресурсов. А с другой стороны, задача минимизации функционала вида (7) может оказаться слишком ресурсоемкой для ее реализации на борту КА. Поэтому имеет смысл рассмотреть иной способ объединения показаний нескольких отдельных датчиков, предполагающий возможность максимально использовать получаемую от них информацию и, при этом, являющийся аналитическим при разумных модельных предположениях.

3. БАЙЕСОВСКИЙ ПОДХОД К РЕШЕНИЮ ЗАДАЧИ: ОБЩЕЕ РЕШЕНИЕ

Вначале опишем предлагаемый подход в общем виде. В настоящей работе мы предлагаем воспользоваться классической теоремой Байеса, которая позволяет, во-первых, получить статистически-корректную объединенную оценку параметров ориентации, а во-вторых, может быть сформулирована для неограниченного количества оптических головок.

В общем случае набор параметров ориентации i -го датчика относительно ИСК – «вектор» \mathbf{x}_i (например, трех углов Эйлера $\{\psi_i, \beta_i, \varphi_i\}$) – в реальных условиях всегда известен с конечной точностью. Последняя зависит от точности измерения координат фотоцентров звезд в кадре датчика (т.е. определяется свойствами его оптической системы и шумовыми свойствами приемника), а также объемом навигационного каталога. Кроме того, преобразование ориентации датчика в ориентацию платформы $\mathbf{x}_i \rightarrow \mathbf{X}_i$ также известно с конечной точностью, определяемой возможностями наземной калибровки расположения датчиков относительно друг друга (и относительно платформы). Поэтому, строго говоря, результатом измерения ориентации платформы \mathbf{X}_i *только лишь* по данным i -го датчика является функция плотности вероятности (а точнее – функция правдоподобия) $\lambda_i(\dots)$, позволяющая рассчитать доверительные интервалы для конкретного набора измерений фотоцентров (исходных данных) $\{\text{data}\}_i$ при условии, что истинная ориентация всей платформы относительно ИСК равна \mathbf{X} :

$$\lambda_i(\{\text{data}\}_i|\mathbf{X}) \propto \int p(\{\text{data}\}_i|\mathbf{x}_i) \times p(\mathbf{x}_i|\mathbf{X}) d\mathbf{x}_i. \quad (8)$$

Первый множитель под интегралом в этом выражении характеризует точность измерения ориентации i -го датчика относительно ИСК, а второй – точность, с которой известно расположение этого датчика относительно платформы. Интегрирование (свертка) проводится по всей небесной сфере, то есть по всем возможным наборам Эйлеровых углов. Согласно теореме Байеса, для того чтобы далее получить собственно *апостериорную* плотность вероятности для интересующей ориентации платформы, функцию правдоподобия (8) необходимо умножить на *априорную* вероятность $p(\mathbf{X})$, определяемую информацией, которая нам известна независимо от результатов измерения i -го датчика:

$$p(\mathbf{X}|\{\text{data}\}_i) \propto p(\mathbf{X}) \times \lambda_i(\{\text{data}\}_i|\mathbf{X}). \quad (9)$$

Выбор вида априорного распределения в каждой отдельной задаче байесовского анализа – важная и не всегда простая процедура. Однако часто у исследователя нет никакой определенной информации о том, что какие-то конкретные значения \mathbf{X} более предпочтительны чем другие. Тогда принимается соотношение

$$p(\mathbf{X}) = \text{const}, \tag{10}$$

формально означающее априори равновероятное распределение \mathbf{X} на всей области своих значений. По своему смыслу, равенство (10), называемое байесовской гипотезой, описывает ситуацию, когда априорный доверительный интервал возможных значений \mathbf{X} во много раз шире того, что был получен на основе конкретного набора данных $\{\text{data}\}_i$. Поэтому вблизи оценки максимального правдоподобия $\hat{\mathbf{X}}$, зависимость $p(\mathbf{X})$ можно действительно считать примерно постоянной.

В случае (10) форма апостериорного распределения (9) совпадает с функцией правдоподобия, в которой $\{\text{data}\}_i$ зафиксировано и является параметром, а \mathbf{X} наоборот, выступает в роли случайной величины.

Физический смысл байесовского метода объединения информации об ориентации платформы, полученной отдельными датчиками, заключается в следующем. Ориентация платформы относительно ИСК есть физическая величина, измеряемая одновременно в рамках *нескольких независимых* экспериментов – т.е. несколькими датчиками. Если, при этом, мы доверяем результатам каждого из них, т.е. считаем, что каждый датчик выдает несмещенную оценку \mathbf{X} , то *истинная* ориентация должна статистически удовлетворять результатам каждого измерения. Таким образом, финальная доверительная область будет задаваться, перемножением плотностей вероятностей $p(\mathbf{X}|\{\text{data}\}_i)$ – как вероятность одновременного наступления нескольких независимых событий. Тогда, принимая равенство (10), запишем объединенную апостериорную вероятность как

$$p(\mathbf{X}|\{\text{data}\}_1 \cup \{\text{data}\}_2 \cup \dots) = A_0 \cdot \prod \lambda_i^{w_i}(\{\text{data}\}_i|\mathbf{X}), \tag{11}$$

где A_0 – нормировочный коэффициент, а величины w_i суть *веса*, характеризующие степень доверия к измерению i -го датчика, причем такие, что

$$\sum w_i = N. \tag{12}$$

Распределение (11), в конечном итоге, позволяет рассчитать положение и размеры доверительной области для параметров ориентации платформы \mathbf{X} с учетом показаний датчиков и назначенных им весов w_i .

4. БАЙЕСОВСКИЙ ПОДХОД: АНАЛИТИЧЕСКОЕ РЕШЕНИЕ

Однако, расчет трехмерных плотностей вероятности (11) и последующие вычисления их моментов (средних и, при необходимости, дисперсий) по стандартным формулам вида

$$\langle \mathbf{X} \rangle = \int \mathbf{X} \cdot p(\mathbf{X}|\{\text{data}\}_1 \cup \{\text{data}\}_2 \cup \dots) d\mathbf{X} \tag{13}$$

и

$$\sigma_{\mathbf{X}}^2 = \int (\mathbf{X} - \langle \mathbf{X} \rangle)^2 \cdot p(\mathbf{X}|\{\text{data}\}_1 \cup \{\text{data}\}_2 \cup \dots) d\mathbf{X} \tag{14}$$

является, в общем случае, весьма ресурсоемкой задачей, вряд ли реализуемой на борту КА. Поэтому, для того чтобы можно было превратить выражения (13), (14) в достаточно простые аналитические формулы, необходимо сделать ряд предположений. А именно:

а) Будем считать, что распределения ошибок параметров ориентации $(\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z)_i$ для каждого датчика являются нормальными, так что трехмерные функции правдоподобия $\lambda_i(\cdot)$ могут быть описаны трехмерной гауссианой. Это предположение было нами проверено в рамках численного моделирования показаний малогабаритного звездного датчика АЗДК-1, в котором генерировались 10^4 кадров одной и той же площадки звездного поля, учитывались параметры оптической системы датчика и фоточувствительного детектора, а также шумы детектора. Затем для каждого кадра, с использованием рабочего алгоритма отождествления, вычислялись параметры ориентации, которые затем сравнивались с истинной ориентацией, заложенной в моделировании. Как видно из рис. 1, распределения ошибок параметров ориентации действительно хорошо описываются нормальным законом, причем, как и предполагалось, $\sigma_x \approx \sigma_y \approx \sigma_z / 10$.

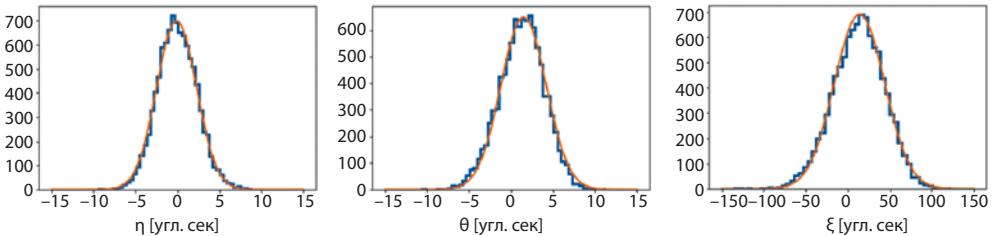


Рис. 1. Распределение модельных невязок между измеренной и истинной ориентацией звездного датчика. Синей ступенчатой линией показаны модельные данные, а желтой – нормальное распределение с оптимальными параметрами. Угол η соответствует малому повороту оси визирования датчика вокруг оси Ox его собственной системы координат, угол θ – вокруг оси Oy , а угол ξ – вокруг оси Oz

Предположение о нормальности функций правдоподобия λ_i удобно тем, что произведение любого количества многомерных гауссовых функций вида (11), имеющих средние \bar{X}_i и матрицы ковариаций C_i есть также гауссиана с матрицей ковариаций

$$C = \left(\sum w_i C_i^{-1} \right)^{-1} \tag{15}$$

и средним

$$\bar{X} = C \cdot \sum w_i C_i^{-1} \bar{X}_i, \tag{16}$$

где w_i – веса (12).

б) Вместо оптимальных параметров ориентации будем искать *оптимальную малую (линейную) поправку* к ориентации X_1 , полученной на основании показаний первого датчика. Эта поправка определяется набором трех малых поворотов системы СКУ на углы $(\hat{\eta}, \hat{\theta}, \hat{\xi})$ вокруг своих осей OX , OY и OZ соответственно. Зная их, впоследствии можно вычислить малые поправки к тем величинам, в терминах которых интересно знать ориентацию всего устройства.

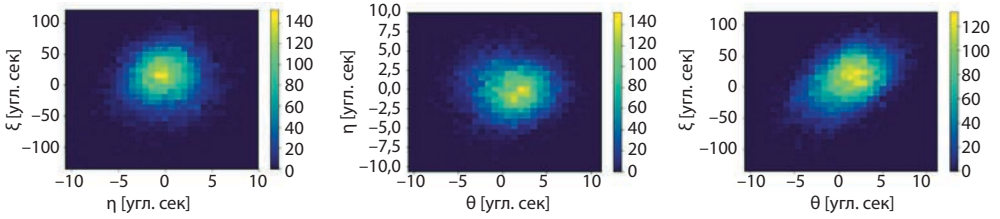


Рис. 2. Совместные двумерные распределения невязок η , θ и ξ для модельных данных. Видно, что для отдельного датчика, эти параметры оказываются слабо коррелированными, что скорее указывает на статистическую независимость ошибок параметров ориентации

в) Будем считать ошибки измерения малых поворотов $(\eta, \theta, \xi)_i$ статистически независимыми. Несмотря на то, что все три параметра являются неявными функциями одного и того же набора исходных данных $\{data_i\}$ – списка координат фотоцентров обнаруженных звезд, можно ожидать некоррелированности их ошибок, если фотоцентры распределены более-менее равномерно по кадру.

Действительно, в рамках того же численного моделирования было получено, что в двумерных зависимостях дополнительных поворотов η, θ и ξ действительно отсутствуют значимые корреляции (см. рис. 2). Отметим, что хотя для первого датчика $(\eta, \theta, \xi)_1 = (0, 0, 0)$, ошибки этих величин конечны! Причем матрица ковариаций для малых поправок к ориентации устройства, полученного от датчика для которого СКД \equiv СКУ может быть записана как

$$S_{СКД} = \begin{pmatrix} \sigma^2 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma^2 & \sigma^2 \\ 0 & 0 & k^2 \sigma^2 \end{pmatrix}, \tag{17}$$

где σ – характерная ошибка измерения положения оси визирования по каждой из координат, а $k = \sigma_z / \sigma_{x,y} > 1$ – коэффициент, характеризующий ошибку угла вращения вокруг оси визирования (а по сути – величину поля зрения датчика).

Можно показать, что в рамках описанных выше предположений матрица ковариаций (17) в системе СКД $_i$ соответствует следующей матрице ковариаций в системе СКУ для набора малых поправок $(\eta, \theta, \xi)_i$

$$S_{i,\alpha\beta} = [\delta_{\alpha\beta} + (k^2 - 1) \cdot n_{i,\alpha} n_{i,\beta}] \cdot \sigma^2, \tag{18}$$

где $\alpha, \beta = X, Y, Z$, а $\delta_{\alpha\beta}$ – символ Кронекера, то есть $\delta_{XX} = \delta_{YY} = \delta_{ZZ} = 1$ или нулю во всех других случаях. Единичный же вектор $\mathbf{n}_i = (n_X, n_Y, n_Z)$ направлен вдоль оси визирования рассматриваемого i -го датчика и приводится в системе координат устройства СКУ.

Обратная матрица к (18) выражается, соответственно, как

$$S_{i,\alpha\beta}^{-1} = [\delta_{\alpha\beta} + (k^2 - 1) \cdot n_{i,\alpha} n_{i,\beta}] \cdot \sigma^{-2}, \tag{19}$$

Как видно из выражений (15) и (19), точности финальных поправок $(\hat{\eta}, \hat{\theta}, \hat{\xi})$ к априорной ориентации зависят от взаимного расположения отдельных датчиков относительно платформы. Более того, изначально некоррелированные величины (η, θ, ξ) дополнительных поворотов системы СКД $_i$ вокруг каждой из ее осей, после преобразования из СКД $_i$ в СКУ оказываются коррелированными, так как недиагональные компоненты $S_{\alpha\beta}$ перестают быть нулевыми.

В целом, матрица $S_{\text{ав}}$ описывает форму доверительной области в пространстве трех параметров ориентации в виде трехосного эллипсоида. Причем направления осей этого эллипсоида зависят от ориентации конкретного датчика относительно платформы. В рамках байесовского подхода, финальная оценка данных ориентации (или линейных поправок к ним) получается перемножением этих трехмерных доверительных областей. Использование данных с двух однотипных датчиков, направленных перпендикулярно друг к другу (т.е. вдоль независимых направлений) в результате даст доверительную область в форме двухосного эллипсоида. В случае же трех датчиков, аналогично можно получить изотропный эллипсоид, то есть сферу. Это значит, что ошибки всех компонентов ориентации окажутся одинаковыми (что нивелирует проблему сильного различия $\sigma_z/\sigma_{x,y} \gg 1$) и меньшими σ .

5. СЛУЧАЙ ДВУХ ДАТЧИКОВ

Рассмотрим модуль ориентации с двумя идентичными оптическими головками. Известно, что два датчика ориентации оптимальным образом дополняют собственные показания в том случае, если угол между их осями визирования составляет 90° . Пусть первый (априорный) датчик располагается вдоль оси OZ системы СКУ и развернут вдоль этой оси так, что оси его системы координат совпадают с соответствующими осями СКУ: $Ox=OX$, $Oy=OY$ и $Oz=OZ$. Вторым датчик расположим так, чтобы его ось визирования Oz была направлена вдоль оси OY системы СКУ, а оси Ox , Oy лежали бы в плоскости $OZ-OY$. При таком расположении датчиков, матрица ковариаций (18) в каждом из двух случаев, очевидно, будет диагональной.

Используя первый датчик как источник априорной информации, положим для него малые поправки к ориентации платформы в терминах углов:

$$(\eta, \theta, \xi)_1 \equiv (0, 0, 0). \quad (20)$$

Его матрица ковариаций будет совпадает с матрицей (17). Матрица ковариаций второго датчика равна

$$S_2 = \begin{pmatrix} k^2 \sigma^2 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma^2 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma^2 \end{pmatrix}, \quad (21)$$

так как неопределенность поворота второго датчика вокруг его оси визирования будет соответствовать неопределенности поворота СКУ вокруг ее оси OX .

Объединяя поправки к ориентации $(\eta, \theta, \xi)_1 = (0, 0, 0)$ и $(\eta, \theta, \xi)_2$ по формулам (15) и (16) с учетом матриц ковариаций (17) и (21), а также считая $w_1 = w_2 = 1$ получаем конечные величины:

$$\hat{\eta} = \frac{k^2 \eta_1 + \eta_2}{1 + k^2} = \frac{\eta^2}{1 + k^2}, \quad (22)$$

$$\hat{\theta} = \frac{\theta_1 + \theta_2}{2} = \frac{\theta^2}{2}, \quad (23)$$

$$\hat{\xi} = \frac{\xi_1 + k^2 \xi_2}{1 + k^2} = \frac{k^2}{1 + k^2} \xi_2, \quad (24)$$

ошибки которых равны:

$$\sigma_{\hat{\eta}, \hat{\xi}} = \sqrt{\frac{k^2}{1 + k^2}} \sigma \quad (25)$$

и

$$\sigma_{\hat{\theta}} = \frac{\sigma}{\sqrt{2}}. \quad (26)$$

Как видно, при больших $k \ll 1$ два перпендикулярных датчика успешно компенсируют большую неопределенность друг друга в угле поворота вокруг оси визирования, ошибка которой меняется от $k\sigma > \sigma$ до $\approx \sigma$. А ошибка вращения устройства вокруг оси OY и вовсе уменьшается в $\sqrt{2}$ раз.

6. СЛУЧАЙ ТРЕХ ДАТЧИКОВ

Аналогичным образом можно объединить показания неограниченного количества датчиков. Так, если добавить третью оптическую головку, расположенную теперь вдоль оси OY системы координат платформы, так чтобы оси Ox, Oy ее системы координат лежали бы в плоскости $OX-OZ$ системы СКУ, то соответствующая матрица ковариаций запишется как

$$S_3 = \begin{pmatrix} \sigma^2 & 0 & 0 \\ 0 & k^2 \sigma^2 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma^2 \end{pmatrix}. \quad (27)$$

Предполагая $w_1 = w_2 = w_3 = 1$, получим тогда следующие объединенные величины для поправок:

$$\hat{\eta} = \frac{k^2 \eta_1 + \eta_2 + k^2 \eta_3}{1 + 2k^2} = \frac{\eta^2 + k^2 \eta_3}{1 + 2k^2}, \quad (28)$$

$$\hat{\theta} = \frac{k^2 \theta_1 + k^2 \theta_2 + \theta_3}{1 + 2k^2} = \frac{k^2 \theta^2 + \theta_3}{1 + 2k^2}, \quad (29)$$

$$\hat{\xi} = \frac{\xi_1 + k^2 \xi_2 + k^2 \xi_3}{1 + 2k^2} = k^2 \frac{\xi_2 + \xi_3}{1 + 2k^2}, \quad (30)$$

соответственно, ошибки которых оказываются одинаковы и равны

$$\sigma_{\hat{\eta}, \hat{\theta}, \hat{\xi}} = \sqrt{\frac{k^2}{1 + 2k^2}} \sigma. \quad (31)$$

В пределе больших k эти величины стремятся к $\sigma/\sqrt{2}$.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В настоящей работе были получены формулы для оптимальных линейных поправок к априорным параметрам ориентации совокупности нескольких звездных датчиков, установленных на одной платформе. В рамках статистически корректного байесовского подхода, эти поправки определяются выражениями (16), где компоненты матрицы ковариаций (15) зависят только от направления осей визирования отдельных датчиков по отношению к системе координат всего устройства и могут быть рассчитаны заранее.

Наиболее удобным (в смысле конечных вычислений) оказывается ориентировать оптические оси отдельных датчиков перпендикулярно друг к другу, причем так, чтобы они были направлены вдоль осей приборной системы координат (а, по факту, задавали бы эту систему). Тогда оптимальные поправки определяются выражениями (22)–(24) в случае двух датчиков и (28)–(30) в случае трех.

Впоследствии, поправки к малым углам поворота (η, θ, ξ) могут быть преобразованы в малые же, линейные поправки к параметрам ориентации, интересующих конечного потребителя.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] *Arias E.F., Charlot P., Feissel M., Lestrade J.-F.* The Extragalactic Reference System of the International Earth Rotation Service, ICRS // *Astron. Astrophys.* 1995. V. 303, P. 604-608.
- [2] Wikipedia.org. Tait-Bryan angles // URL: https://commons.wikimedia.org/wiki/Tait-Bryan_angles. 2009.
- [3] *Челноков Ю.Н.* Кватернионные и бикватернионные модели и методы механики твердого тела и их приложения // М.: Физматлит, 2006. – 512 с.
- [4] *Голубев Ю.Ф.* Основы теоретической механики // Учебник, 2-е изд., перераб. и дополнен. / М.: МГУ. 2000. – 719 с.
- [5] *Wahba G.* A Least Squares Estimate of Spacecraft Attitude // *SIAM Review.* 1965. V. 7(3). P. 409.
- [6] *Markley F.L., Crassidis J.L.* Fundamentals of Spacecraft Attitude Determination and Control // New-York: Springer. 2014.
- [7] *Davenport P.* A vector approach to the algebra of rotations with applications // Technical report NASA. 1965. X-546-65-437.
- [8] *Shuster M.D. & Oh S.D.* Three-Axis Attitude Determination from Vector Observations // *Journal of Guidance and Control.* 1981. V. 4(1). P. 70-77.
- [9] *Markley F.L.* Attitude Determination using Vector Observations and the Singular Value Decomposition // *Journal of Astronautical Sciences.* 1988. V. 38. P. 245-258.
- [10] *Степанов О.А., Кошаев Д.А.* Исследование методов решения задачи ориентации с использованием спутниковых систем. // *Гироскопия и навигация.* 1999. Т. 2, С. 30-55.
- [11] *Стекольников О.Ю., Захаров А.И., Прохоров М.Е.* Конструктивные особенности узкопольного звездного датчика ГАИШ МГУ с зеркальным объективом // Труды третьей Всероссийской научно-технической конференции «Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов». 2013. С. 69-79.

BAYESIAN APPROACH TO JOINT DATA PROCESSING WITHIN A STELLAR TRACKER WITH MULTIPLE OPTICAL HEADS

A.V. Biryukov^{1,2}, **M.E. Prokhorov**¹, **M.S. Tuchin**¹

¹ Sternberg Astronomical Institute of Lomonosov Moscow State University

² Kazan (Volga Region) Federal University

A method of combining the orientation parameters received from several autonomous trackers rigidly mounted on a common platform is proposed. Assuming the smallness and normality of the orientation components errors for each sensor, as well as their statistical independence, we derived general formulas for the linear corrections to the platform orientation parameters using the full Bayesian approach. The special cases of two and three sensors are also considered.

Keywords: star trackers; Bayes theorem; spacecraft orientation refinement.

Biryukov Anton Vladimirovich – senior researcher, candidate of PhD in Physico-mathematical sciences, ant.biryukov@gmail.com

Prokhorov Mikhail Evgen'evich – head of laboratory, PhD, associate Professor, mike.prokhorov@gmail.com

Tuchin Maxim Sergeevich – researcher, wizard81@mail.ru

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ СТЕНДА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ ВНУТРЕННЕГО ОРИЕНТИРОВАНИЯ

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

Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН)

Стенд определения элементов внутреннего ориентирования предназначен для фотограмметрической калибровки оптических звездных датчиков, разрабатываемых в ИКИ РАН. На стенде определяются основные параметры оптической системы: фокусное расстояние, координаты главной точки и коэффициенты полинома, описывающего дисторсию объектива. При серийном и мелкосерийном производстве приборов стенд позволяет сократить или полностью отказаться от проведения натурных испытаний и калибровок по реальному звездному небу. В работе предложена математическая модель стенда. Определены системы координат, матрицы и углы поворота. Выделены и оценены погрешности стенда: отклонения деталей и осей вращения от идеальных положений. Предложены формулы для имитации работы прибора с учетом всех погрешностей. Проведено моделирование работы стенда. Разработанное на базе модели программное обеспечение позволяет генерировать выходные данные, получаемые со стенда, аналогичные реальным измерениям. Предложены методы измерения погрешностей стенда при помощи теодолитных измерений.

Ключевые слова: математическая модель, стендовое оборудование, наземная фотограмметрическая калибровка, элементы внутреннего ориентирования, фокусное расстояние, главная точка, обобщенная дисторсия объектива, звездный датчик, оптическая система, оптические измерительные приборы.

ВВЕДЕНИЕ

Стенд определения элементов внутреннего ориентирования (СОЭВО) предназначен для фотограмметрической калибровки звездных датчиков, разрабатываемых в ИКИ РАН. На стенде определяются элементы внутреннего ориентирования (ЭВО) оптической системы прибора: фокусное расстояние и дисторсия объектива. Элементы внутреннего ориентирования формируют внутреннюю систему координат прибора, в которой проводятся все измерения (*Сметанин и др., 2017*). Подробно процедура сквозной стендовой калибровки с участием СОЭВО описана в (*Бессонов и др., 2017*).

Функциональная схема стенда приведена на рис. 1. На рис. 2 показан общий вид стенда без светозащитной конструкции. На рис. 3 приведена фотография стенда в работе. Исследуемый прибор устанавливается на поворотный стол,

Базина Елена Александровна – старший лаборант, *bazina2201@gmail.com*

Бессонов Роман Валерьевич – заведующий отделом, к.т.н., *besson777@gmail.com*

Брысин Николай Николаевич – научный сотрудник, к.т.н., *brysin@mail.ru*

Никитин Андрей Владимирович – старший научный сотрудник, к.т.н., *andvnik935@yandex.ru*

Прохорова Светлана Андреевна – младший научный сотрудник, *prokhorovasa@yandex.ru*

Сливко Наталья Александровна – старший лаборант, *nslivko@mail.ru*

Строилов Николай Александрович – младший научный сотрудник, *stroilov@iki.rssi.ru*

Юматов Борис Андреевич – инженер, *bumatov@gmail.com*

состоящий из двух поворотных платформ: основной (высокоточной) и вспомогательной. Оси вращения платформ перпендикулярны друг другу. Основная платформа обеспечивает вращение вокруг входного зрачка объектива на известный с малой погрешностью угол α . Вспомогательная платформа обеспечивает вращение вокруг оптической оси прибора на угол φ . Коллиматор, осветитель и точечная диафрагма формируют бесконечно удаленное изображение одиночного точечного объекта. Сменные оптические фильтры позволяют проводить измерения в нужном спектральном диапазоне. В табл. 1 приведены основные характеристики точности используемых поворотных платформ.

Для определения элементов внутреннего ориентирования необходимо множество измерений одиночного объекта с известными угловыми положениями. Прибор пошагово вращается по углу α в пределах поля зрения. После каждого прохода прибор поворачивается вокруг оптической оси с шагом по углу φ . Шаги двух углов вращения подбираются таким образом, чтобы обеспечить полное, равномерное и достаточное для обработки заполнение всего поля зрения.

Очевидно, что детали и механизмы стенда, а также исследуемый прибор не являются идеальными геометрическими фигурами и имеет погрешности изготовления. Далее приведена классификация погрешностей, предложена математическая модель стенда, процедура обработки данных и оценен вклад каждой погрешности на итоговые результаты калибровки.

Таблица 1. Характеристики поворотных платформ

характеристика	основная (высокоточная) платформа	вспомогательная платформа
тип	цифровой поворотный стол СПЦ-383	поворотная платформа PI PRS-200 6449921111
диапазон перемещения, °	более 360	более 360
встроенные сенсор	оптический угловой энкодер Renishaw	оптический инкрементный угловой энкодер PI
минимальный шаг перемещения, угл. с	0,01	0,1
погрешность измерения углов, угл. с, не более	$\pm 0,1$	$\pm 10,8$
погрешность позиционирования, угл. с, не более,	$\pm 0,03$	± 1
биение оси вращения, угл. с	± 2	± 4
максимальная скорость, %с	2,5	35

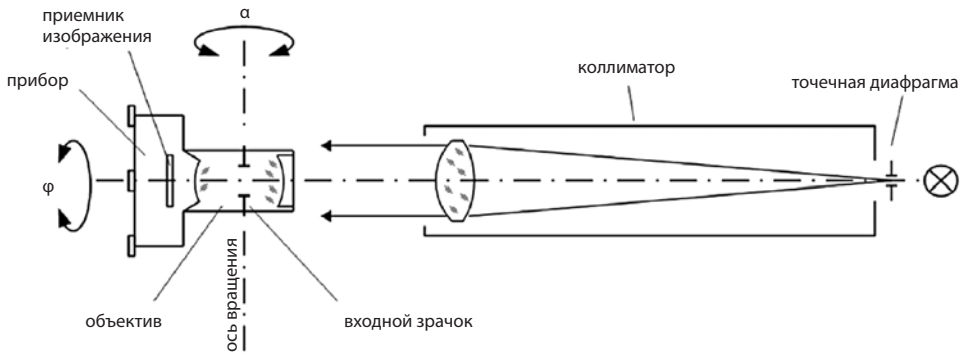


Рис. 1. Функциональная схема стенда для определения элементов внутреннего ориентирования звездных датчиков

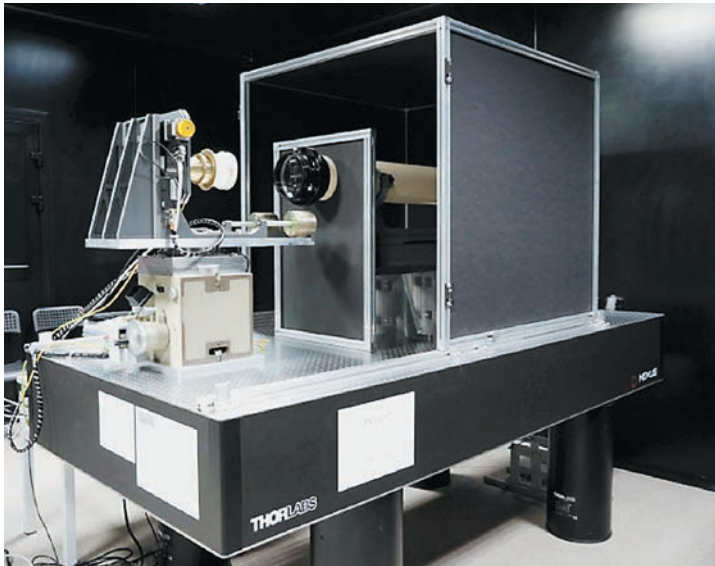


Рис. 2. Стенд определения элементов внутреннего ориентирования

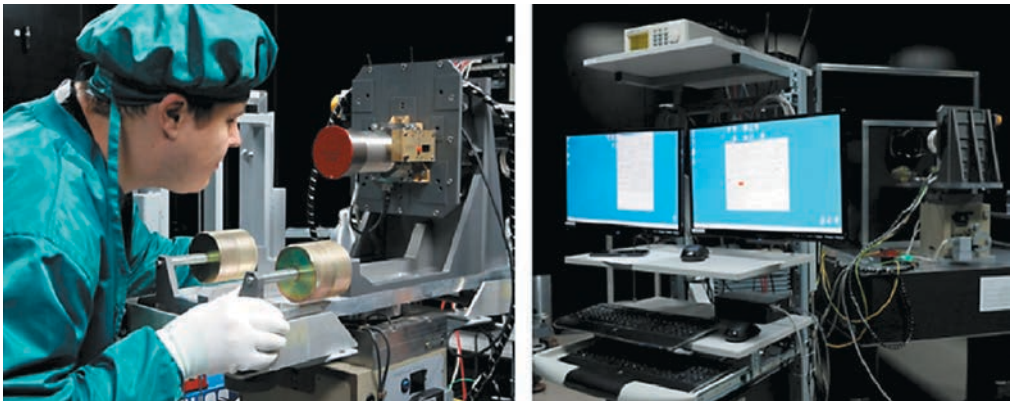


Рис. 3. Работа на стенде определения элементов внутреннего ориентирования

СИСТЕМЫ КООРДИНАТ И ПОГРЕШНОСТИ СТЕНДА

Стенд состоит из двух поворотных платформ и коллиматора. Вспомогательная поворотная платформа установлена на основной и поворачивается вместе с ней. На вспомогательной поворотной платформе установлен оптический прибор. Определения систем координат приведены в табл. 2.

В идеальном случае стенд не имеет ошибок (см. рис. 4). Все оси строго параллельны или перпендикулярны друг другу. Оси вращения двух платформ перпендикулярны, оптическая ось прибора совпадает с осью вращения вспомогательной платформы и коллинеарна оптической оси коллиматора.

В реальности положения осей отличаются от идеальных (см. рис. 5). Детали стенда и платформ имеет погрешности изготовления. Присутствуют дополнительные углы отклонения от идеальных положений. В табл. 3 приведены обозначения и определения всех погрешностей. Углы погрешностей стенда, лежащие в плоскостях OXZ , обозначены, как θ . Углы в перпендикулярных плоскостях – ψ . Оценки погрешностей приведены согласно проделанным измерениям на стенде и паспортным данным используемых поворотных платформ.

Таблица 2. Системы координат СОЭВО

наименование	обозначение	определение
стендовая система координат	ССК, $OX_{ст}Y_{ст}Z_{ст}$	ССК фиксируется на начальное положение платформ и не меняется за время измерений. Ось $Z_{ст}$ совпадает с осью вращения первой платформы. Ось $X_{ст}$ перпендикулярна оси $Z_{ст}$, направлена в сторону коллиматора в нулевом положении высокоточной платформы. Ось $Y_{ст}$ дополняет систему до правой.
система координат основной платформы	СК1, $OX_1Y_1Z_1$	В начальный момент времени совпадает со стендовой системой координат. В ходе эксперимента СК1 итеративно поворачивается на угол α вокруг оси $OZ_{ст}$. Ось OZ_1 является осью вращения первой платформы и всегда совпадает с осью $OZ_{ст}$.
система координат вспомогательной платформы	СК2, $OX_2Y_2Z_2$	В начальный момент времени плоскость OX_2Z_2 располагается в плоскости одноименных осей стендовой системы координат. СК2 итеративно вращается вместе с СК1 на угол α и на угол φ вокруг оси OZ_2 . Ось OZ_2 является осью вращения второй платформы.
внутренняя система координат прибора	ВСК, $OX_{вск}Y_{вск}Z_{вск}$	Прибор монтируется на вторую платформу и вращается вместе с СК2. В начальный момент времени оси $OX_{вск}$ и $OZ_{вск}$ располагаются в плоскости одноименных осей стендовой системы координат. Ось $OZ_{вск}$ является оптической осью прибора.
ось коллиматора	$\Gamma_{зв0}$	Положение оси коллиматора в идеальной системе. Ось коллинеарна и противоположна оси $OX_{ст}$.
	$\Gamma_{зв}$	Аналогично $\Gamma_{зв0}$, но образует с осью $X_{ст}$ дополнительный угол в плоскости $OX_{ст}Z_{ст}$.

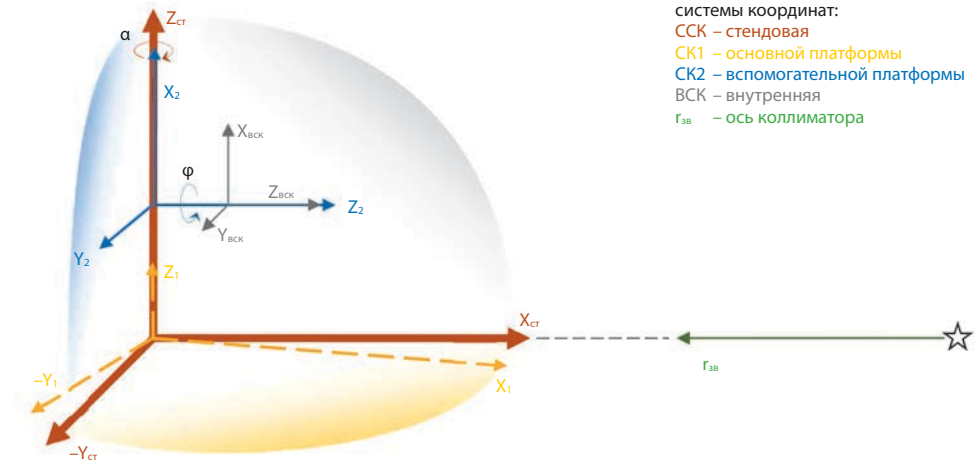


Рис. 4. Положение систем координат стенда в идеальном случае

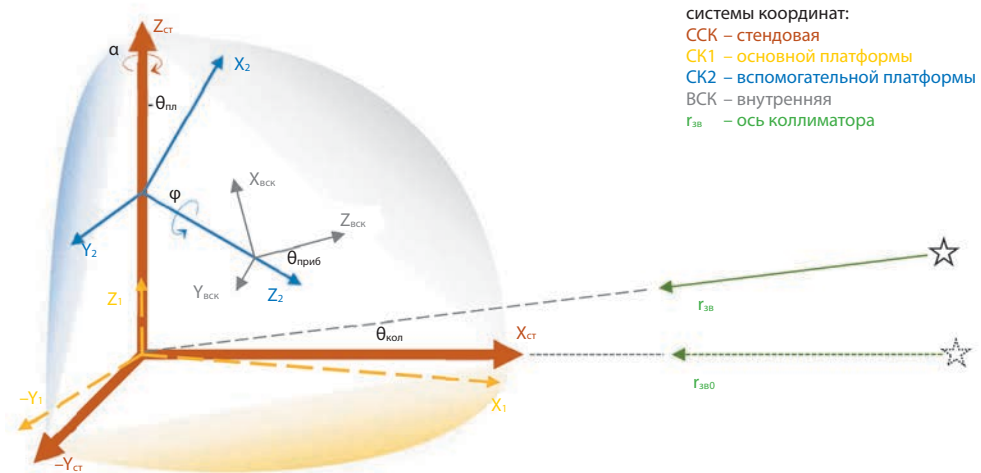


Рис. 5. Положение систем координат стенда в реальном случае (показаны углы θ)

Таблица 3. Погрешности стенда

наименование	обозначение	определение	оценка	исп. в расчетах
наклон оси коллиматора	$\theta_{кол}$	Отклонения оптической оси коллиматора от коллинеарности оси $OX_{ст.}$. Угол $\theta_{кол}$ положительный, если вектор звезды лежит в плоскости $OX_{ст.}Z_{ст.}$, т.е. при наклоне коллиматора вниз	менее $0,5^\circ$	2°
	$\psi_{кол}$	Отклонение оптической оси коллиматора от плоскости $OZ_{ст.}X_{ст.}$.	менее 1°	2°

наименование	обозначение	определение	оценка	исп. в расчетах
неперпендикулярность осей вращения платформ	$\theta_{пл}$	отклонения оси вращения второй платформы от перпендикуляра к оси вращения первой в плоскости OX_1Z_1 ; угол $\theta_{пл} > 0$, если ось OX_2 лежит в плоскости $OZ-X_{ст}$ т.е. ось вращения второй платформ OZ_2 направлена вверх	менее 1°	2°
	$\Psi_{пл}$	отклонение оси вращения второй платформы от перпендикуляра к оси вращения первой в плоскости OX_1Y_1 .	менее 3°	3°
непараллельность оптической оси прибора и оси вращения вспомогательной платформы	$\theta_{приб}$	угол отклонения оптической оси прибора $OZ_{вск}$ от оси вращения второй платформы OZ_2 в двух взаимно перпендикулярных плоскостях; имеет две составляющие: наклон посадочного места прибора относительно оптической оси (переход от ВСК к посадочному месту) и клиновидность установочной плиты, на которую монтируется прибор	менее 1°	2°
	$\Psi_{приб.}$		менее 1°	2°
конусность вращения высокоточной платформы	—	люфт оси вращения высокоточной поворотной платформы (Бессонов, 2018); в расчетах значение включено в СКО угла φ	менее $3''$	—
конусность вращения вспомогательной платформы	—	люфт оси вращения вспомогательной поворотной платформы; в расчетах значение включено в СКО угла φ	$4''$	—
СКО угла α	σ_α	отклонение показаний высокоточной поворотной платформы от истинных значений поворота	$0,3''$	$1''$
СКО угла φ	σ_φ	отклонение показаний вспомогательной поворотной платформы от истинных значений поворота	$10''$	$30''$
СКО локализации звезды прибором и неучтенные ошибки	$\sigma_{приб.}$	методические ошибки определения взвешенного центра и другие неучтенные ошибки	$0,2$ пикс.	$0,5$ пикс.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ, МОДЕЛИРОВАНИЕ РАБОТЫ И ОБРАБОТКА ДАННЫХ

Математическая модель разработана для:

- 1) моделирования работы станда и получения набора точек с фотоприемного устройства любого прибора;
- 2) обработки полученных координат и вычисления искомого ЭВО.

Схема моделирования и реальной калибровки на станде, а также участие программного обеспечения (ПО) и математической модели показаны на рис. 6.

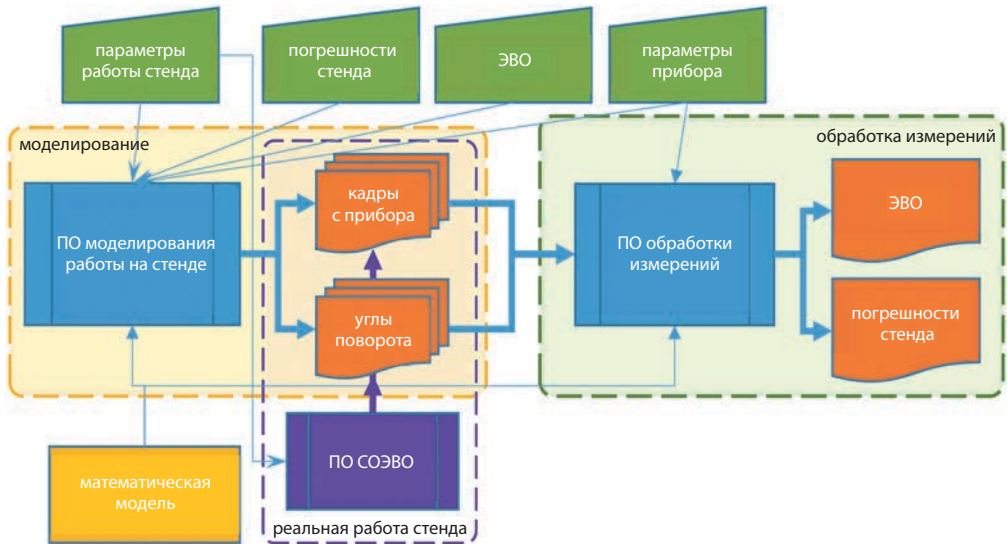


Рис. 6. Структурная схема моделирования, работы и обработки измерений СОЭВО (входные данные показаны зеленым цветом, выходные данные – оранжевым, ПО – синим и фиолетовым)

В задаче моделирования требуется определить линейные координаты x , y звезды в ВСК на фотоприемном устройстве при поворотах СК1 и СК2 на углы α и φ , соответственно, с учетом и без учета погрешностей.

Входными данными для моделирования являются: параметры прибора (размер ФПУ, размер элемента), ЭВО прибора (фокусное расстояние, параметры дисторсии), значения погрешностей станда, параметры работы станда (шаги углов и СКО в положении двух поворотных платформ). Выходными данными – координаты x , y точек на ФПУ и углы α и φ для каждой точки. Моделирование выполняется по приведенным ниже формулам.

Вектор направления звезду в ССК определяется по формуле:

$$r_{зв} = \begin{pmatrix} l \\ m \\ n \end{pmatrix} = - \begin{pmatrix} \cos(\psi_{кол}) \cos(\theta_{кол}) \\ \sin(\psi_{кол}) \cos(\theta_{кол}) \\ \sin(\theta_{кол}) \end{pmatrix} \quad (1)$$

Вектор r на звезду в ВСК вычисляется по формулам:

$$r = M_{\text{вск}}^{\text{сск}} \cdot r_{\text{зв}},$$

$$M_{\text{вск}}^{\text{сск}} = M_{\text{вск}}^{\text{ск}2} \cdot M_{\text{ск}2}^{\text{ск}1} \cdot M_{\text{ск}1}^{\text{сск}},$$

$$M_{\text{ск}1}^{\text{сск}} = El(0, 0, \alpha), \tag{2}$$

$$M_{\text{ск}2}^{\text{ск}1} = El(0, 0, \varphi) \cdot \begin{pmatrix} 0 & 0 & 1 \\ 0 & -1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \end{pmatrix} \cdot El(\psi_{\text{пл}}, \theta_{\text{пл}}, 0),$$

$$M_{\text{вск}}^{\text{ск}2} = M_{\text{пер}} \cdot El(\psi_{\text{приб}}, \theta_{\text{приб}}, 0),$$

$$El(ax, ay, az) = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(ax) & -\sin(ax) \\ 0 & \sin(ax) & \cos(ax) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos(ay) & 0 & \sin(ay) \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin(ay) & 0 & \cos(ay) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos(az) & -\sin(az) & 0 \\ \sin(az) & \cos(az) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix},$$

где:

α – угол вращения высокоточной поворотной платформы,

φ – угол вращения вспомогательной поворотной платформы,

$M_{\text{ск}1}^{\text{сск}}, M_{\text{вск}}^{\text{сск}}, M_{\text{ск}2}^{\text{ск}1}, M_{\text{вск}}^{\text{ск}2}$ – ортогональные матрицы перехода, содержащие направляющие косинусы осей одной системы координат в другой,

$M_{\text{пер}}$ – матрица исходной установки прибора (матрица перестановки осей),

$El(ax, ay, az)$ – матрица поворота, представленная тремя последовательными поворотами на углы Эйлера ax, ay, az .

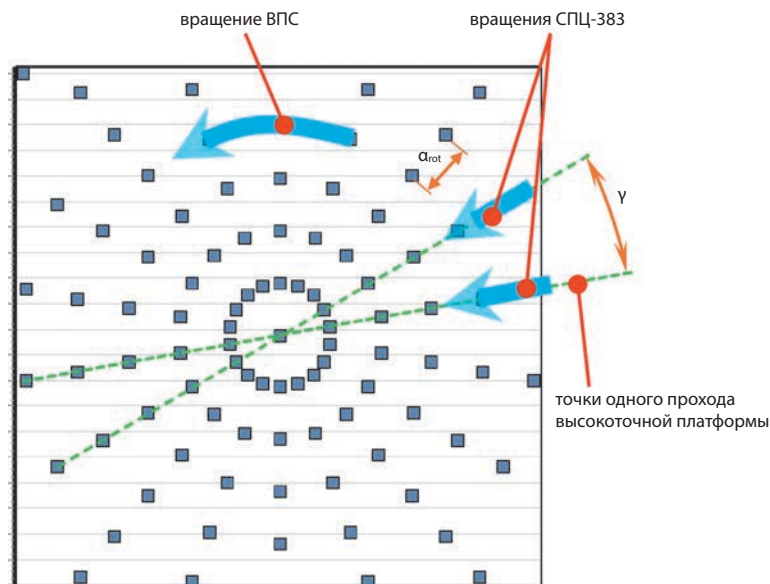


Рис. 7. Распределение точек одиночного объекта в поле зрения прибора

Координаты звезды на ФПУ вычисляются из (1) и (2) по формулам:

$$x = -f \frac{l}{n} + dx(x, y), y = -f \frac{m}{n} + dy(x, y),$$

где $dx(x, y)$ и $dy(x, y)$ – коэффициенты полинома дисторсии объектива.

Результатом моделирования, как и результатом работы самого стенда, является распределение точек, показанное на рис. 7.

Обработка результатов съемки проводится по аналогичным формулам и заключается в уравнивании методом наименьших квадратов измеренных и вычисленных положений.

Входными данными для обработки являются выходные данные моделирования: координаты x, y точек на ФПУ, углы α и φ для каждой точки, априорные значения погрешностей. Результатом обработки являются искомые элементы внутреннего ориентирования: величина обобщенного фокусного расстояния f' и значения коэффициентов полинома, описывающего дисторсию, а также погрешности стенда.

РЕЗУЛЬТАТЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ И ОБРАБОТКИ

Результаты моделирования с разными значениями погрешностей показаны на рис. 8. Значения ошибок намеренно завышены для наглядности рисунка распределения. На рисунках видно, что разные погрешности по-разному влияют на результат. Непараллельность оптической оси пробора и оси вращения ($\theta_{\text{приб}}$ и $\psi_{\text{приб}}$) равномерно смещают точки в поле зрения. При этом рисунок распределения не меняется. Угол $\psi_{\text{кол}}$ смещает точки при разных углах вспомогательной платформы. Наклон коллиматора ($\theta_{\text{кол}}$) и неперпендикулярность осей платформ ($\theta_{\text{пл}}$ и $\psi_{\text{пл}}$) дают схожие искажения: появляется незаполненная область в центре распределения. Однако как показывают расчеты, наклон коллиматора и неперпендикулярность по-разному влияют на итоговые значения ЭВО.

Обработка данных моделирования показывает, что углы наклона прибора всегда определяются безошибочно и не влияют на качество калибровки. В то же время углы неперпендикулярности и наклона коллиматора частично коррелированы друг с другом и вносят вклад в определение дисторсии.

На рис. 9 и 10 показано влияние углов наклона и неперпендикулярности на точность калибровки. Показан вклад в калибровку неточности определения этих углов. Цветом показаны кривые при различных истинных значениях ошибок. По осям абсцисс отложено отклонение от истинных значений, используемое в расчете. Из графиков видно:

- 1) с увеличением ошибки увеличивается их вклад в итоговую калибровку;
- 2) при отсутствии ошибок (синие кривые) вклад в калибровку минимален, а с увеличением самой ошибки увеличивается вклад от отклонений;
- 3) без уточнения других параметров отклонение углов более 10 угл. минут от их истинных значений искажает результаты калибровки на десятки микрометров;
- 4) при уточнении других параметров отклонения углов неперпендикулярности и коллиматора частично компенсируются друг другом: отклонение углов ± 10 угл. минут искажает калибровку менее чем на 0,5 мкм.

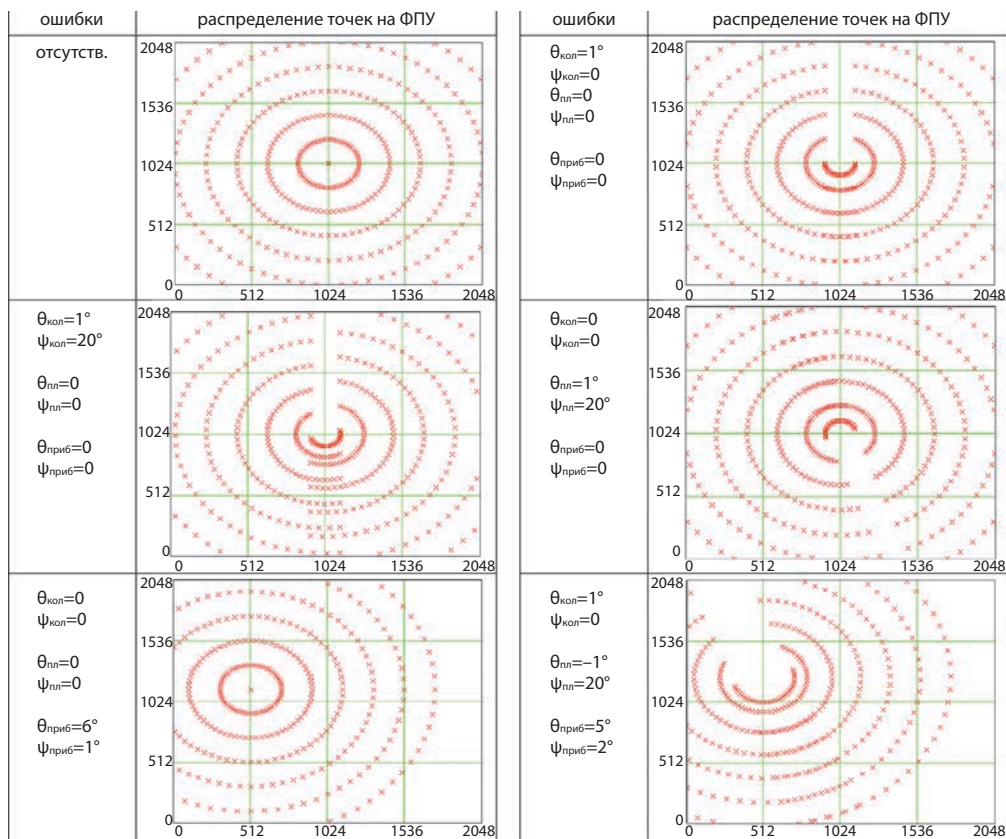


Рис. 8. Результаты моделирования работы СОЭВО с различными значениями ошибок, $\alpha=-12^\circ, -10^\circ \dots 12^\circ, \varphi=0, 5^\circ \dots 180^\circ, f=32$ мм, дисторсия объектива отсутствует, ФПУ 2048×2048 элементов, $0,055$ мм/элемент

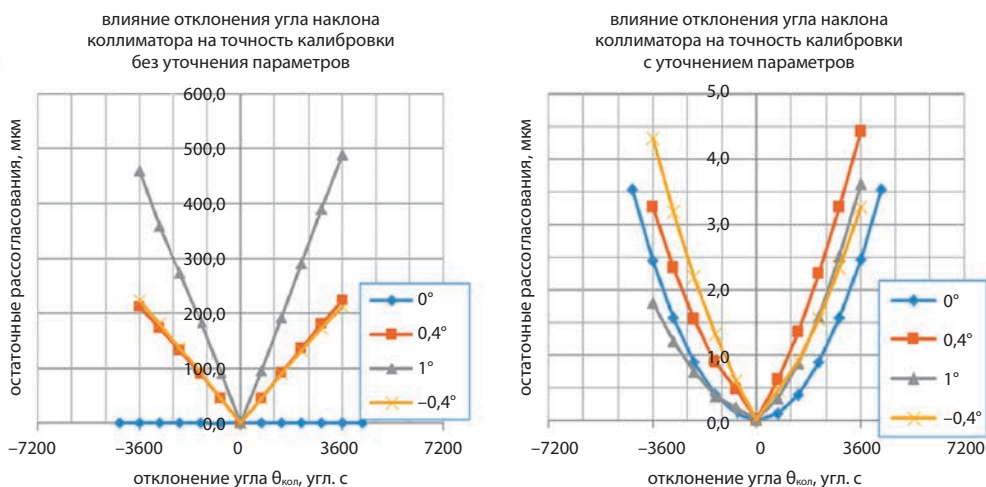


Рис. 9. Влияние отклонения угла наклона коллиматора на точность калибровки с и без уточнения остальных параметров. Цветом показаны значения угла $\theta_{кол}$

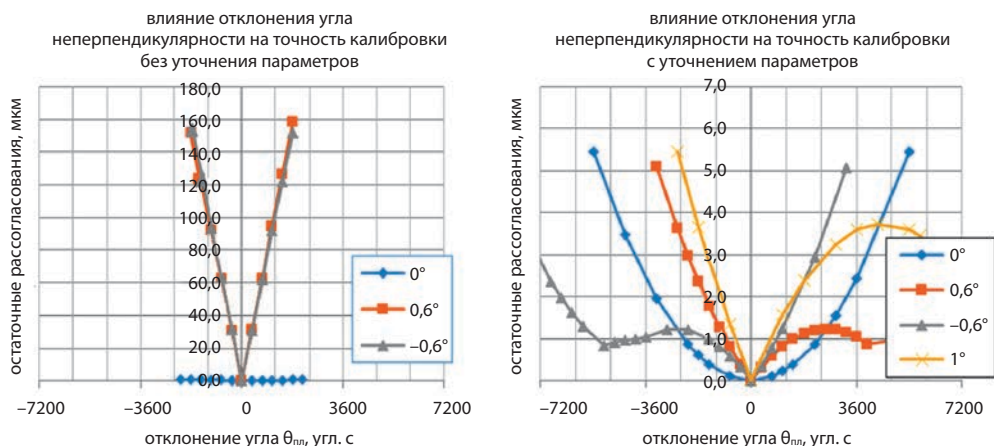


Рис. 10. Влияние отклонения угла неперпендикулярности платформ на точность калибровки с и без уточнения остальных параметров

Таким образом, модель адекватна при знании углов неперпендикулярности и наклона коллиматора с точностью до 10 угл. мин. С такой же точностью необходима калибровка стенда и выставка его осей.

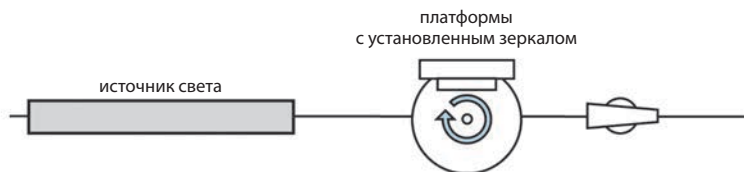
ИЗМЕРЕНИЕ ПОГРЕШНОСТЕЙ СТЕНДА

Измерение погрешностей выставки стенда может быть проведено теодолитными автоколлимационными измерениями от плоского зеркала, установленного на посадочную плоскость поворотного стола. Нормаль зеркала реализует оптическую ось прибора и имеет собственные углы $\theta_{приб}$ и $\psi_{приб}$. Теодолит позволяет измерить вектора осей вращения поворотных платформ и направление света коллиматора в единой системе координат. По результатам измерений может быть выполнена юстировка стенда с уменьшением величин погрешностей выставки. Также измеренные углы могут использоваться при обработке данных при вычислении ЭВО.

Схемы измерений показана на рис. 11. Два теодолита (базовый ТБ и измерительный ТИ) устанавливаются на штативы рядом со стендом. Базовый теодолит устанавливается напротив коллиматора. Измерительный устанавливается под углом 90° к оптической оси коллиматора так, чтобы визировать зеркало и базовый теодолит.

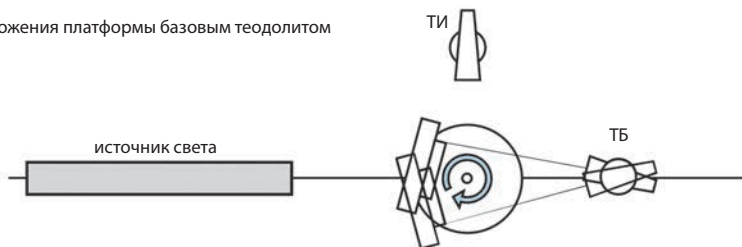
Угол наклона коллиматора относительно местной вертикали измеряется базовым теодолитом путем визирования точечного объекта. Далее проводится серия измерений базовым и измерительным теодолитами на зеркало при различных углах α и φ . Ось вращения вспомогательной платформы определяется четырьмя измерениями одним теодолитом при двух противоположных положениях зеркала: $\varphi = 0, 180^\circ$, и $\varphi = 90^\circ, 270^\circ$. Ось вращения является нормированная сумма двух противоположных векторов. Ось вращения высокоточной платформы определяются путем решения системы уравнений методом наименьших квадратов. Система составляется из уравнений для каждого автоколлимационного измерения.

1. Измерение вектора направления на звезду

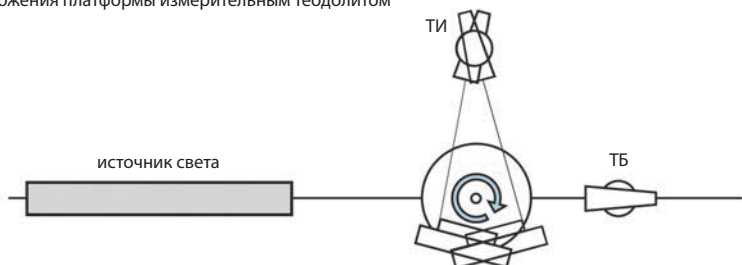


2. Измерение осей вращения платформ

2.1. Измерения нескольких положения платформы базовым теодолитом



2.2. Измерения нескольких положения платформы измерительным теодолитом



2.3. Измерения взаимного положения теодолитов «труба в трубу»

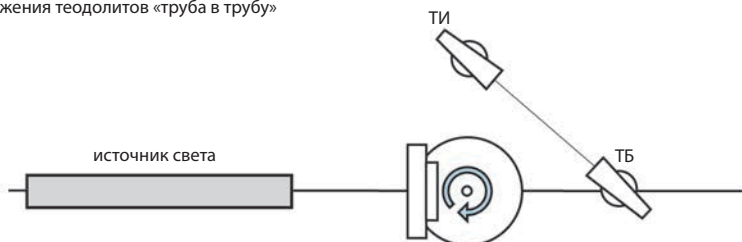


Рис. 11. Схемы измерения оси коллиматора и оси вращения первой платформы (вид сверху).
ТБ – теодолит базовый, ТИ – теодолит измерительный

Для каждого положения высокоточной платформы составляется уравнение

$$\text{acos}(r1_{\alpha} \cdot r2_{\alpha}) = \gamma$$

где

$r1_{\alpha}$ – вектор вращения вспомогательной платформы при угле α ,
 $r2_{\alpha}$ – неизвестный вектор вращения высокоточной платформы,
 γ – неизвестный угол между двумя осями вращения ($\gamma \rightarrow 90^{\circ}$).

Ось вращения вспомогательной платформы ($r1_\alpha$) определяется для каждого положения высокоточной платформы (для каждого угла α) по формуле:

$$r1_\alpha = r_{\alpha,0} + r_{\alpha,180} + r_{\alpha,90} + r_{\alpha,270},$$

где $r_{\alpha,0}$, $r_{\alpha,180}$, $r_{\alpha,90}$, $r_{\alpha,270}$ – векторы нормали к зеркалу, полученные при четырех положениях вспомогательной платформы ($\varphi=0, 90^\circ, 180^\circ$ и 270°).

Вектор одиночного измерения теодолитом определяется по формуле:

$$r1_{\alpha,\varphi} = \begin{pmatrix} l \\ m \\ n \end{pmatrix} = - \begin{pmatrix} \cos(-Hz) \cos(90^\circ - V) \\ \sin(-Hz) \cos(90^\circ - V) \\ \sin(90^\circ - V) \end{pmatrix}$$

где

H_z, V – значения горизонтального и вертикального отчетов теодолита,

α, φ – углы поворота высокоточной и вспомогательной платформ, соответственно.

ПОДТВЕРЖДЕНИЕ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ

Для подтверждения модели на стенде была проведена серия реальных измерений оптическими головками ОГ-32 из состава прибора звездной ориентации мБОКЗ-2. Оптические головки основаны на КМОМ-матрице форматом 2048×2048 пикселей и имеют объектив с фокусным расстоянием 32 мм. Размер пикселя 5,5 мкм. Угловое разрешение 36 угл. с / пиксель.

Приборы были дважды откалиброваны по реальному звездному небу в апреле и июле 2017 года и один раз на СОЭВО в 2018 году. Таким образом, имелось три набора ЭВО: два набора по кадрам натурных испытаниях и один набор – при стендовой калибровке.

Сравнение ЭВО показано в табл. 4. На рис. 12 приведены полиномы дисторсии натурных и стендовых измерений, и разницы полиномов. Максимальное отклонение в полиномах дисторсии достигается на краях поля зрения и составляет менее 1 мкм.

Основным критерием качества калибровки являются остаточные рассогласования, полученные при распознавании кадров реальных кадров с применением различных наборов ЭВО. Сравнение результатов калибровки проведено путем обработки кадров натурной съемки. Было выбрано 50 кадров звездного неба, сделанных с разным временем экспонирования от 25 до 1000 мс. Остаточные ошибки распознавания показаны на рис. 13.

Очевидно, что наилучший результат дает обработка тех же кадров, по которым произведена калибровка (апрель). В то же время стендовая калибровка показывает результат, сравнимый с калибровкой по звездному небу. Так среднее значение невязок для всех кадров при их распознавании с применением ЭВО натурных калибровок 0,57 мкм, а с применением ЭВО стендовой калибровки – 0,61 мкм.

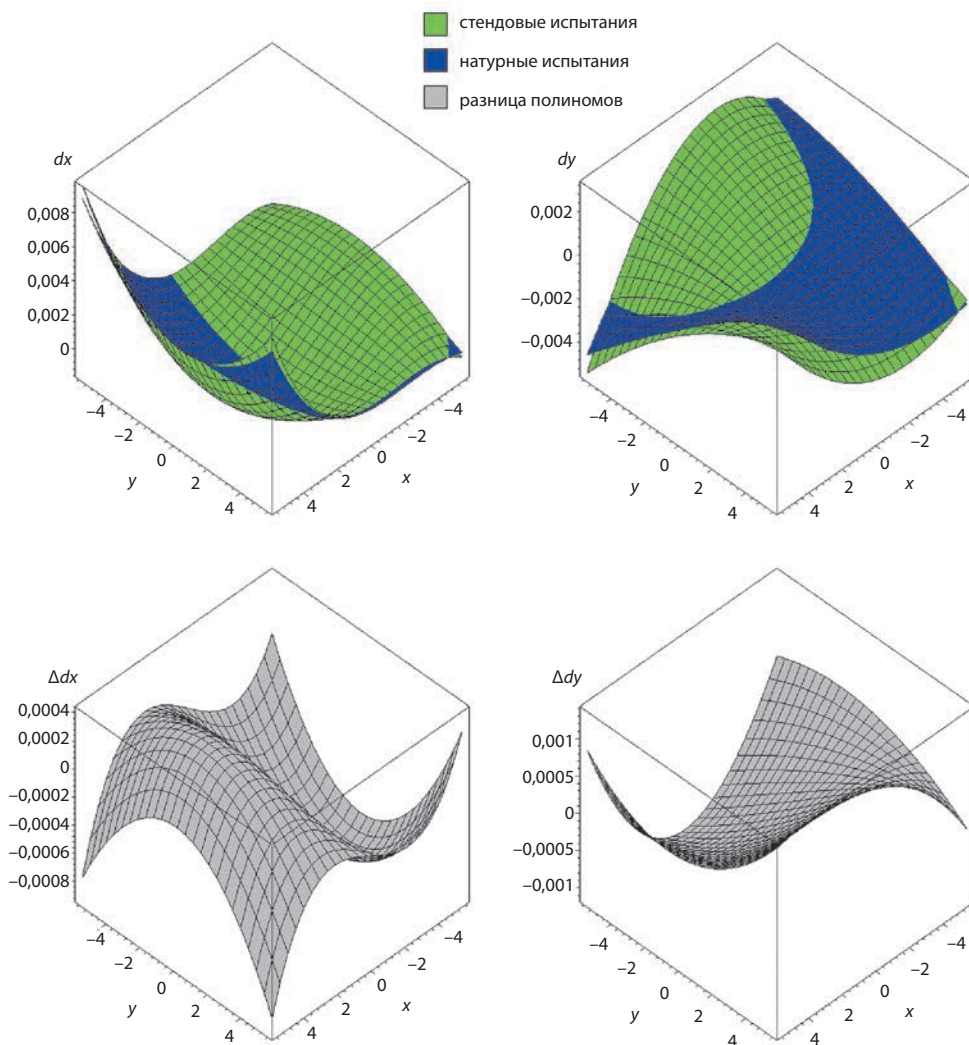


Рис. 12. Поверхности полиномов dx (слева сверху) и dy (справа сверху) дисторсии объектива по полю ФПУ и разницы полиномов (внизу).

Данные получены при стеновой и натурной калибровке прибора ОГ-32 № 04. Размеры в мм

Таблица 4. Результаты калибровки ЭВО прибора ОГ-32 № 04

	натурные испытания		стеновые испытания
	04.2017	07.2017	
фокусное расстояние, мм	32,0068	32,0036	32,0089
остаточные рассогласования, мкм	0,58	0,55	0,57
кол-во кадров, шт.	33	63	587
суммарное число звезд/точек, шт.	1 749	10 773	587

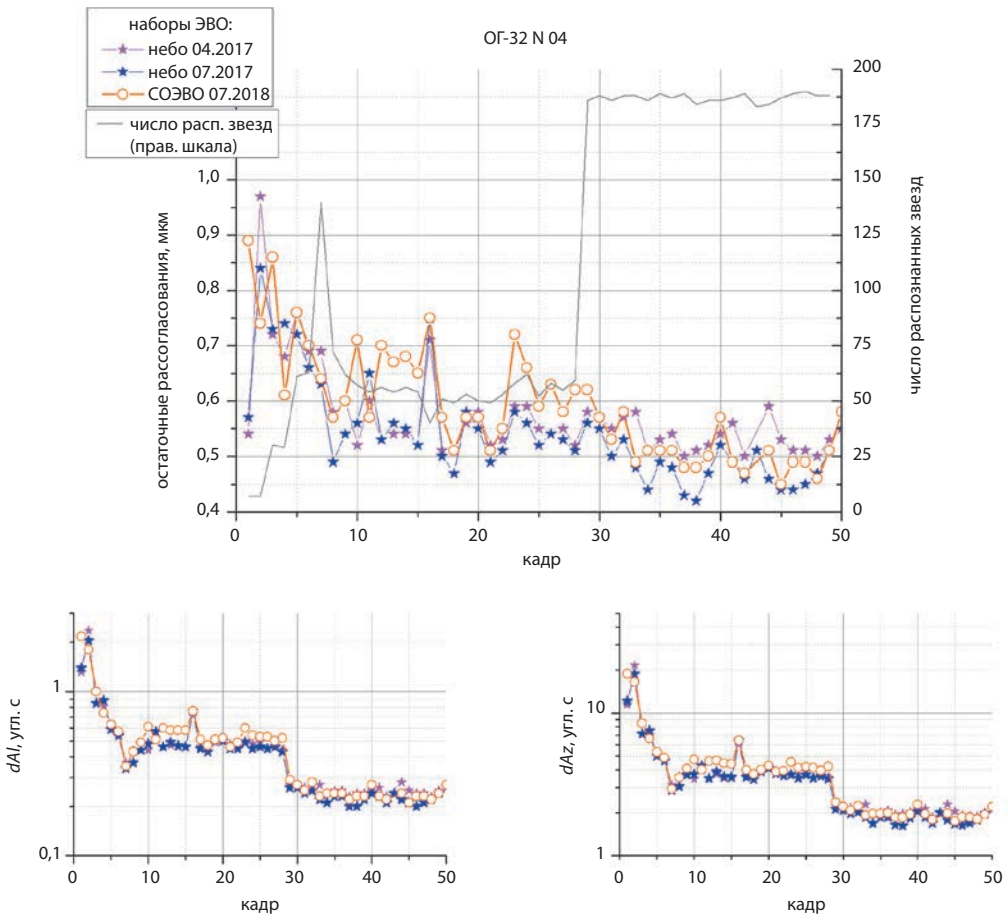


Рис. 13. Ошибки единицы веса (сверху) и определения углов ориентации A_l и A_z (снизу) при распознавании кадров звездного неба с использованием трех наборов ЭВО. Данные с прибора ОГ-32 зав. № 04.

Кадры отсортированы по увеличению времени экспонирования от 25 до 1000 мс

ВЫВОДЫ

Предложена математическая модель стенда, в которой выделены три погрешности: наклон оси коллиматора, неперпендикулярность осей вращения платформ и непараллельность оптической оси и оси вращения. Погрешности стенда могут быть измерены путем автоколлимационных теодолитных измерений плоскопараллельного зеркала, установленного на стенд.

Показано, что для проведения калибровок приборов серии ОГ-32 с точностью не хуже 0,5 мкм требуется предварительная юстировка стенда и знание углов наклона и неперпендикулярности в диапазоне ± 10 угл. мин.

Анализ реальных измерений приборами ОГ-32 показал достоверность модели и точность калибровки ЭВО на уровне калибровки по реальному звездному небу.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Бессонов Р.В., Брысин Н.Н., Полянский И.В., Воронков С.В., Белинская Е.В., Строилов Н.А., Полищук Г.С., Трегуб В.П., Завгородний Д.С. Стенды для определения фотограмметрических параметров высокоточных звездных датчиков // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. Т. 14. № 3. 2017. с. 107-117. URL: <http://jr.rse.cosmos.ru/article.aspx?id=1644>
- [2] Бессонов Р.В., Белинская Е.В., Брысин Н.Н., Воронков С.В., Прохорова С.А., Строилов Н.А., Форш А.А. Стендовое исследование погрешности определения энергетического центра яркости изображения звезд в звездных датчиках. Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса, 2018. В настоящем выпуске.
- [3] Сметанин П.С., Аванесов Г.А., Бессонов Р.В., Куркина А.Н., Никитин А.В. Геометрическая калибровка звездного датчика высокой точности по звездному небу // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. Т. 14. № 2. 2017. с. 9-23. URL: <http://jr.rse.cosmos.ru/article.aspx?id=1629>

MATHEMATICAL MODEL OF THE MEASUREMENT BENCH FOR INTERNAL ORIENTATION ELEMENTS DETERMINATION

E.A. Bazina, R.V. Bessonov, N.N. Brysin, A.V. Nikitin, S.A. Prohorova, N.A. Slivko, N.A. Stroilov, B.A. Yumatov

Space Research Institute of the Russian Academy of Sciences (IKI)

The measurement bench for determination of internal orientation elements is designed for photogrammetric calibration of optical star trackers developed in IKI RAS. The basic parameters of the optical system are defined: the focal length, the main point coordinates and the coefficients of the polynomial describing the lens distortion. In serial and small-scale production of devices the bench makes it possible to reduce or completely abandon the full-scale tests and calibrations on the real starry sky. A mathematical model of the bench is proposed. Coordinate systems, matrices and rotation angles are determined. The errors of the bench are determined and estimated – the deviations of parts and axes of rotation from the ideal positions. The formulas for simulating the instrument operation are proposed taking into account all the errors. The simulation of the bench operation is carried out. The software developed on the basis of the model allows to generate the output data obtained from the bench, similar to real measurements. The methods of bench measurement errors with the help of theodolite measurements are proposed.

Keywords: mathematical model, bench equipment, on-ground photogrammetric calibration, elements of interior orientation, focal length, main point, generalized distortion of the lens, star tracker, optical system, optical measuring instruments.

REFERENCES

- [1] *Bessonov R.V., Brysin N.N., Polyanskiy I.V., Voronkov S.V., Belinskaya E.V., Stoilov N.A., Polishchuk G.S., Tregub V.P., Zavgorodniy D.S.* Stendy dlya opredeleniya fotogrammetricheskikh parametrov vysokotochnykh zviozdnykh datchikov (Test benches for the determination of star tracker photogrammetric parameters), *Sovremennye problemy distantsionnogo zondirovaniya Zemli iz kosmosa*. Vol. 14, No. 3, 2017, pp. 107-117. URL: <http://jr.rse.cosmos.ru/article.aspx?id=1644>
- [2] *Bessonov R.V., Belinskaya E.V., Brysin N.N., Voronkov S.V., Prohorova S.A., Stoilov N.A., Forsh A.A.* Stendovoe issledovanie pogreshnosti opredeleniya ehnergeticheskogo centra yarkosti izobrazheniya zvezd v zvezdnykh datchikah. (The test bench study of star image energy center determination error in star trackers), *Sovremennye problemy distantsionnogo zondirovaniya Zemli iz kosmosa*, 2018, In this issue.
- [3] *Smetanin P.S., Avanesov G.A., Bessonov R.V., Kurkina A.N., Nikitin A.V.* Geometricheskaya kalibrovka zviozdnogo datchika vysokoi tochnosti po zviozdnomu nebu (Geometric calibration of high-precision star tracker by starry sky) // *Sovremennye problemy distantsionnogo zondirovaniya Zemli iz kosmosa*. Vol. 14. No. 2. 2017. pp. 9-23. URL: <http://jr.rse.cosmos.ru/article.aspx?id=16291>.

Bazina Elena Alexandrovna – senior laborant, bazina2201@gmail.com

Bessonov Roman Valerievich – head of department, PhD, besson777@gmail.com

Brysin Nikolay Nikolaevich – researcher, PhD, brysin@mail.ru

Nikitin Andrey Vladimirovich – senior scientist, PhD, andvnik935@yandex.ru

Prokhorova Svetlana Andreevna – junior researcher, prokhorovasa@yandex.ru

Slivko Natalia Alexandrovna – senior laborant, nslivko@mail.ru

Stoilov Nikolay Aleksandrovich – minor researcher, stoilov@iki.rssi.ru

Yumatov Boris Andreevich – engineer, bumatov@gmail.com

СТЕНДОВОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ПОГРЕШНОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО ЦЕНТРА ЯРКОСТИ ИЗОБРАЖЕНИЯ ЗВЕЗД В ЗВЕЗДНЫХ ДАТЧИКАХ

Р.В. Бессонов, Е.В. Белинская, Н.Н. Брысин, С.В. Воронков, С.А. Прохорова, Н.А. Строилов, А.А. Форш

Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН)

В статье описан процесс измерения одного из типов методической ошибки звездных датчиков, и приводятся результаты ее измерения. Эта разновидность методической ошибки – несопадение вычисленного энергетического центра изображения точечного источника с центром его геометрической проекции в масштабах отдельного пикселя на приемнике изображения. Данная работа является экспериментальным исследованием результатов, опубликованных в работах, где приводится теоретическое описание и численное моделирование методической ошибки звездных датчиков. Исследование проводилось на разработанном и созданном в ИКИ РАН стенде определения элементов внутреннего ориентирования (СОЭВО). СОЭВО способен обеспечить поворот звездного датчика с высокими точностями позиционирования и измерения углового положения. В ходе работ на СОЭВО были выявлены систематические погрешности и отработана методика проведения измерительных операций.

Ключевые слова: звездный датчик; БОКЗ; методическая погрешность; приемник изображения.

В ИКИ РАН разработано и создано в специальном изолированном помещении автоматизированное рабочее место – стенд определения элементов внутреннего ориентирования (СОЭВО) (Бессонов и др., 2017). Работа на СОЭВО проводится в автоматическом режиме из-за высокой чувствительности приборов как к паразитным засветкам, так и присутствию в месте проведения замеров операторов с сервисной аппаратурой. СОЭВО позволяет проводить калибровку и проверку параметров звездного датчика без присутствия оператора.

Основу СОЭВО составляют прецизионный поворотный стол СПЦ-383 (состоит из СП-382 и БУ-226) с установленным на его платформу вспомогательным поворотным столом PRS-200 фирмы PI miCos и высококачественный коллиматор с галогеновым осветителем. Испытываемый звездный датчик закрепляется на вспомогательном поворотном столе. Структурная схема СОЭВО приведена на рис. 1.

СП-382 со вспомогательным поворотным столом образуют двухосный поворотный стенд (ПС), обеспечивающий развороты исследуемого звездного датчика вокруг вертикальной оси, с помощью СПЦ-383 на угол α до 28° ; и вокруг

Бессонов Роман Валерьевич – заведующий отделом, к.т.н., *besson777@gmail.com*

Белинская Евгения Валерьевна – младший научный сотрудник, *evbelinskaya@yandex.ru*

Брысин Николай Николаевич – научный сотрудник, к.т.н., *brysin@mail.ru*

Воронков Сергей Владимирович – старший научный сотрудник, к.т.н., *servor@nserv.iki.rssi.ru*

Прохорова Светлана Андреевна – младший научный сотрудник, *prokhorovasa@yandex.ru*

Строилов Николай Александрович – младший научный сотрудник, *stroilov@iki.rssi.ru*

Форш Анатолий Анатольевич – ведущий научный сотрудник, к.ф.-м.н., *forsh@ofo.iki.ru*

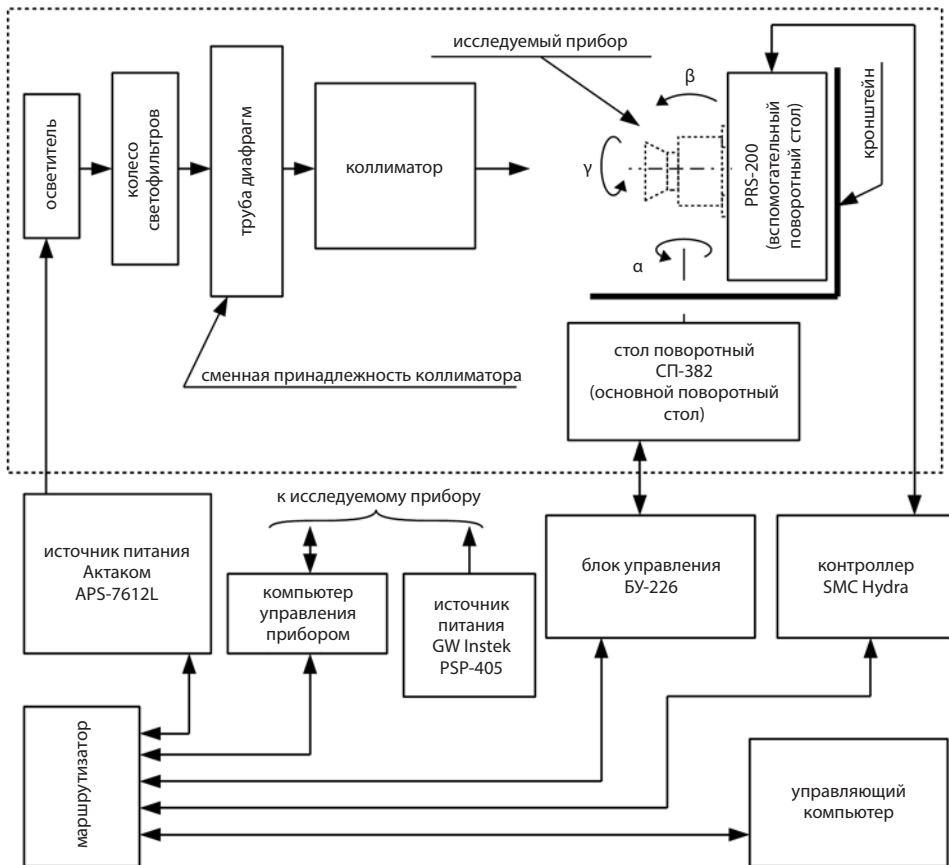


Рис. 1. Структурная схема СОЭВО

горизонтальной оси на угол γ – от минус 90° до плюс 90° , с помощью вспомогательного поворотного стола. В работах (Бессонов и др., 2017; Полушкин и др., 2016) представлена более подробная информация об устройстве СОЭВО.

Возможности СОЭВО позволяют проводить определение одного из видов методической ошибки – несовпадение вычисленного энергетического центра изображения точечного источника с центром его геометрической проекции. В работе под термином «методическая ошибка» понимается несовпадение вычисленного энергетического центра изображения точечного источника с центром его геометрической проекции во внутрипиксельном масштабе.

В ИКИ РАН ведутся работы по изучению данного типа методической ошибки звездного датчика. Анализ проявления этой ошибки был проведен в (Аванесов, Кондратьева, Никитин, 2009). Есть непосредственная связь между величиной методической ошибки и отношением размеров пикселя приемника изображения и изображения звезды. Результаты детального численного моделирования приведены в (Беличенко и др., 2017). Для проверки результатов, приведенных в (Аванесов, Кондратьева, Никитин, 2009) и (Беличенко и др., 2017), был проведен

ряд экспериментов на СОЭВО с использованием звездных датчиков семейства БОКЗ. Параллельно ставилась еще одна задача – исследовать работу СОЭВО при работе с малыми угловыми перемещениями.

При выявлении методической ошибки обязательным является требование к большой точности измерения величины углового перемещения. Стоит отметить, что звездные датчики, в частности приборы семейства БОКЗ, являются прецизионными датчиками ориентации в космическом пространстве, и на испытательное оборудование накладываются жесткие требования по заданию разворотов с сохранением стабильности углового положения в направлении, перпендикулярном к плоскости поворота.

Провести исследования непосредственно с поворотом звездного датчика с малым, субпиксельным, угловым шагом, например, $0,5''$, не удалось по причине невозможности СПЦ-383 стабильно выполнять последовательные перемещения на малый угол с одной попытки. Почти половина заданных положений достигалась со второй попытки, СПЦ-383 «промахивался» и выходил за пределы допустимых отклонений позиционирования. После этого СПЦ-383 начинал вращение в обратную сторону и позиционировался в нужной точке, но уже со второй попытки. Полученные при этом результаты показали нестабильность положения звездного датчика в направлении, перпендикулярном к плоскости поворота.

Для выяснения причин был проведен эксперимент с поворотом звездного датчика с номинальным угловым шагом 1° , который также показал наличие поворота между точками измерения величиной до $3,5''$ в направлении, поперечном направлению перемещения. Схема изменения положений звездного датчика представляла собой циклическую последовательность от 1-й точки до 5-й, и в обратном направлении до 1-й точки. Результаты измерений звездным датчиком положения центра яркости изображения точечного источника при шаге 1° приведены на рис. 2, на котором $\Delta\alpha$ и $\Delta\beta$ – приращения результатов измерения угловой координаты центра яркости относительно 1-й точки. График показывает, что положение по углу β зависит от направления разворота звездного датчика. Учитывая, что в ходе эксперимента вспомогательный поворотный стол не был задействован, отклонения по углу β могут быть обусловлены нестабильностью элементов конструкции основного и вспомогательного поворотных столов.

Управление приводом поворотного стола СПЦ-383 при выполнении серии программных разворотов в заданные угловые положения производится автоматически по заранее написанному сценарию. Во время проведения первой серии измерений, показавшей ошибку по углу β , использовался алгоритм, в котором поворот звездного датчика к следующему положению был последовательным. В СПЦ-383 предусмотрен алгоритм поворота, предусматривающий, что в начале движения разворот идет в полушаговом режиме работы с плавным увеличением частоты вращения вплоть до максимально допустимой, при приближении к заданному значению угла частота снижается до 50 шагов в секунду, за $10'$ до установки в заданное угловое положение, привод переходит в микрошаговый режим; за $10''$ до установки в заданное угловое положение плавно включается электромагнитный зажим поворотного стола, и привод доводит шпиндель в заданное угловое положение на тормозе. При попадании фактического углового положения

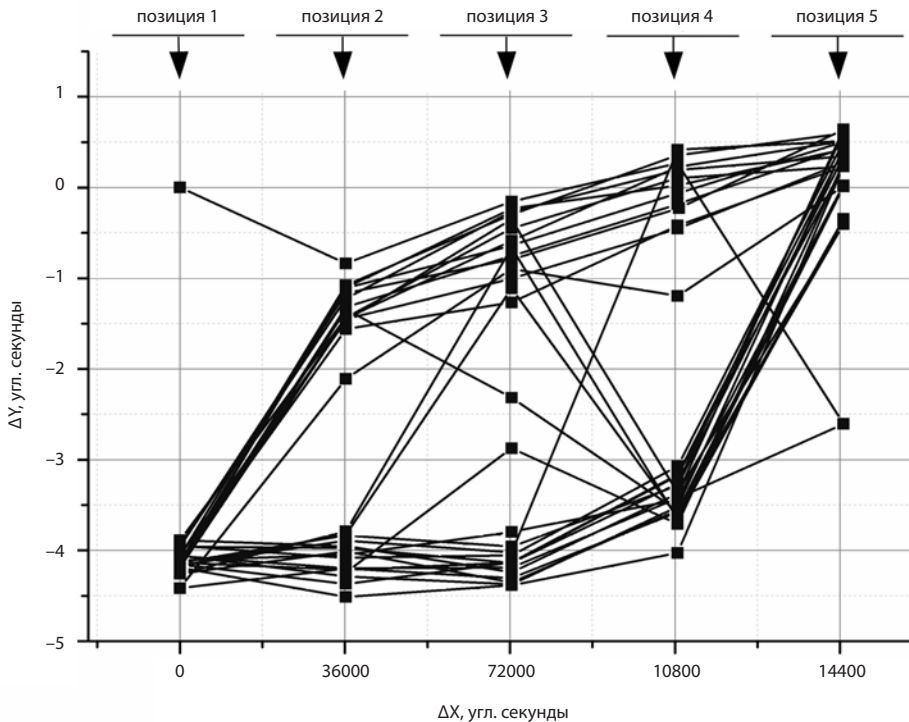


Рис. 2. Приращения координат ΔX и ΔY положения центров изображений бесконечно удаленного точечного источника при повороте звездного датчика с номинальным угловым шагом 1°

в диапазон допустимого отклонения положения от номинального происходит отключение двигателя поворотного стола. В (Полушкин и др., 2016) показано, что погрешность позиционирования цифрового поворотного стола СПЦ-383 в автоматическом режиме не превышает $1''$.

Исследования нестабильности углового положения оси шпинделя СПЦ-383 были проведены специалистами ПО Корпус (Полушкин и др., 2018). На нескольких образцах поворотного стола были проведены исследования, в которых с помощью автоколлиматора и многогранной призмы проверялись пространственные угловые отклонения шпинделя под воздействием червяка главной червячной передачи в заданных угловых положениях. Одновременно проводилась проверка точности позиционирования СПЦ-383 в автоматическом режиме с различными значениями погрешности позиционирования. Для подтверждения того, что отклонение оси вращения шпинделя поворотного стола СП-382 обусловлено отклонением геометрических размеров шпинделя и втулки подшипника скольжения от номинала, детали поворотных столов были проверены на координатно-измерительной машине. Проведенный анализ конструкции СПЦ-383 показал, что зазор в подшипнике скольжения не превышает допустимого значения 3 мкм , что может привести к угловому отклонению шпинделя $\pm 1,5''$ под воздействием усилий червяка. Учитывая, что максимальные отклонения шпинделя происходят

при смене направления вращения, т.к. поступательная сила давления червяка на червячное колесо меняет направление, максимальное приращение $\Delta\beta$ появится при смене направления вращения.

В результате проведенного исследования конструкции СПЦ-383 были найдены причины появления ошибок и даны рекомендации по внесению изменений в методику проведения исследования звездных датчиков с малыми угловыми перемещениями. В итоге было принято решение об изменении схемы поворотов СПЦ-383. Вместо последовательного перемещения с малым угловым шагом, звездный датчик должен повернуться из исходного положения в заданное, находящиеся на угловом расстоянии 1° и затем повернуться в обратном направлении на угол $1^\circ-1''$. Затем снова изменит направление движения и повернется на угол 1° и т.д. Таким образом, будут проведены измерения методической ошибки с малым угловым шагом одновременно в двух областях приемника изображения. На рис. 3 показано распределение угловых положений, в которых производились замеры. Данное распределение подтверждает, что новая схема движения позволяет проводить измерения с малым горизонтальным угловым перемещением, в которых вертикальная составляющая перемещений – минимизирована.

С использованием новой схемы движения были проведены измерения методической ошибки двух различных звездных датчиков, в которых используются приемники изображения с активным пикселем (*англ.* – active pixel sensor). Параметры этих звездных датчиков приведены в табл. 1.

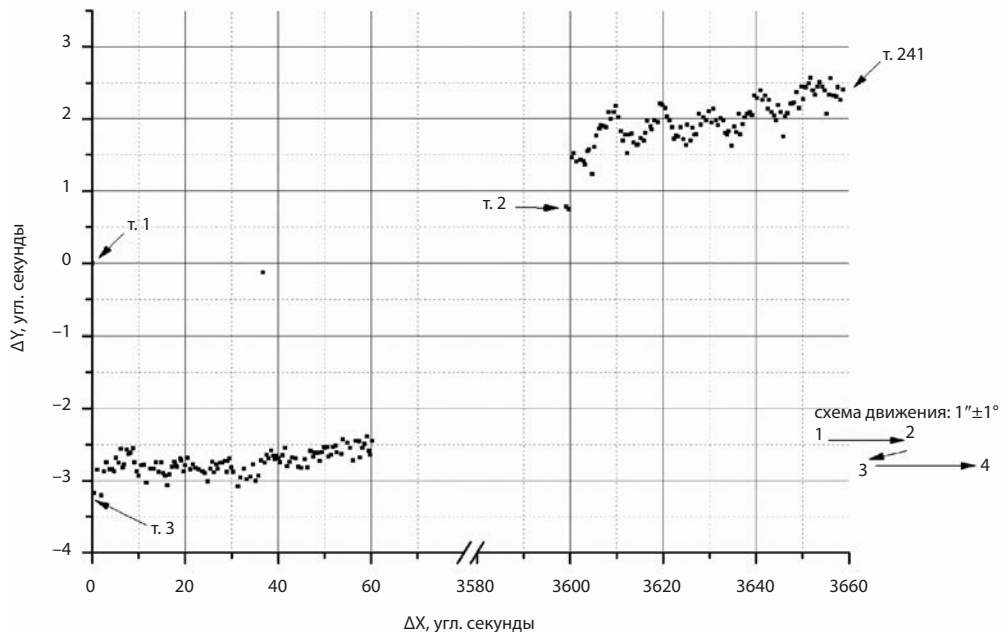


Рис. 3. Результаты измерений положения центра яркости изображения точечного источника в звездном датчике по новой методике. Приращения координат ΔX и ΔY – положение центров изображений бесконечно удаленного точечного источника

Таблица 1. Параметры звездных датчиков, использованных при измерении методической ошибки

наименование параметра	ОГ-32	ОГ-ВТ
фокусное расстояние объектива, мм	32	125
относительное отверстие объектива	1:1,7	1:4
размер пикселя, мкм x мкм	5,5×5,5	6,4×6,4
угловой размер пикселя	35,45"	10,56"
размер поля изображения	2048×2048	5120×3840
угловое поле зрения	28,2°×28,2°	18,7°×18,7°

Результаты измерений показаны на рис. 4–6. График на рис. 4 показывает, что новая схема движения звездных датчиков на СПЦ-383 позволила минимизировать нежелательное угловое перемещение звездных датчиков в направлении, ортогональном направлению поворота СПЦ-383. Разброс положения центра изображений имеет преимущественно случайный характер, а присутствующим трендом можно пренебречь из-за его незначительной величины.

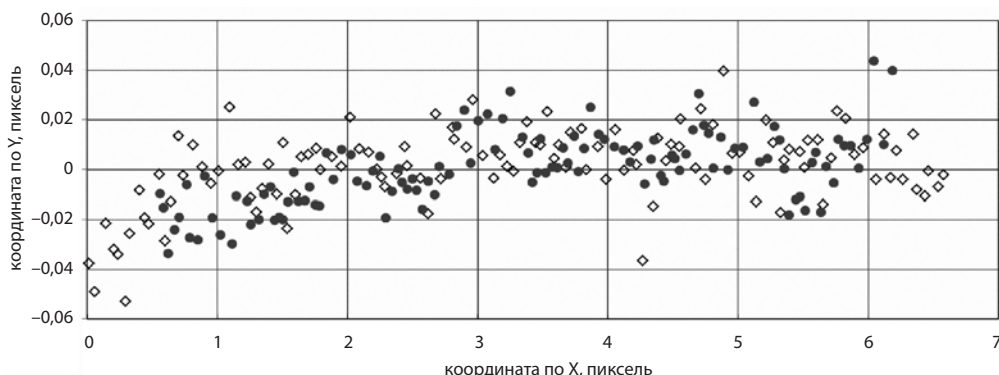


Рис. 4. Результаты измерений относительного изменения положения центра яркости изображения точечного источника на ОГ-32 (ромбы) и ОГ-ВТ (круги) в направлении, ортогональном повороту звездных датчиков

Методическая ошибка является разницей между измеренным на СОЭВО углом поворота звездных датчиков и угловым перемещением центра изображения бесконечно удаленного источника. Для пересчета линейного перемещения на приемнике изображения в соответствующее угловое используется известное соотношение

$$\alpha = \arctg \left[\frac{x \cdot d_{ном}}{f} \right], \tag{1}$$

где f – фокусное расстояние объектива звездного датчика;
 x – координата на приемнике изображения;
 $d_{ном}$ – линейный размер пикселя.

Полученные данные, показали наличие искомой методической ошибки – при рассмотрении графика на рис. 5 и 6 можно увидеть периодические составляющие. Согласно (Аванесов, Кондратьева, Никитин, 2009), методическая ошибка является синусоидальной функцией с периодом равным размеру пикселя и имеет математическое ожидание равное 0. По этой причине сглаживание и аппроксимация полученных данных производилась посредством синусоиды. Аппроксимирующая функция имеет вид:

$$f(x) = A \cdot \sin \left[2\pi \frac{x}{p} \right], \quad (2)$$

где A – амплитуда, т.е. максимальная величина ошибки;

p – период аппроксимирующей синусоидальной функции.

Нахождение параметров A и p , входящих в (2) производилось с помощью метода наименьших квадратов. Результаты расчетов этих параметров приведены в табл. 2. Полученные аппроксимирующие синусоидальные функции также показаны на рис. 5 и 6.

Таблица 2. Параметры аппроксимирующей функции

наименование параметра	ОГ-32	ОГ-ВТ
амплитуда A , мкм	0,16	0,24
период p , мкм	5,533	6,363
отношение периода p к размеру пикселя, отн. ед	1,0051	1,0058
отношение амплитуды A методической ошибки и размеру пикселя	2,9%	3,8%

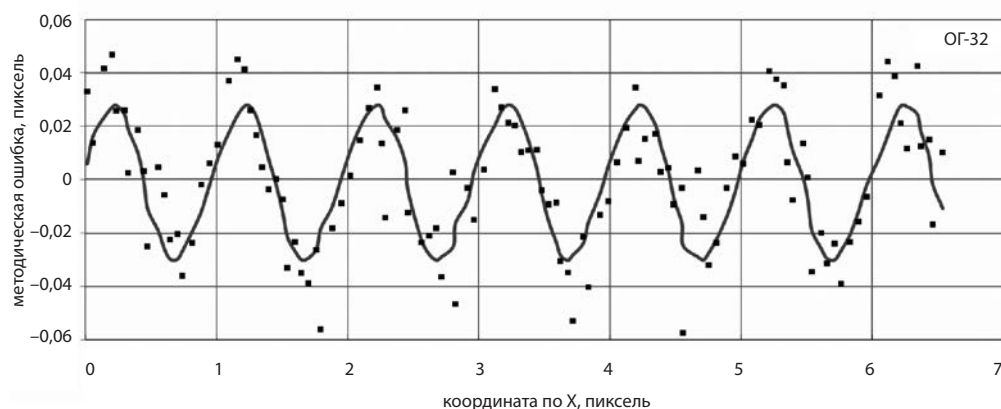


Рис. 5. Результаты измерений методической ошибки на ОГ-32.

Квадратами показаны результаты замеров, линией – аппроксимация синусоидой

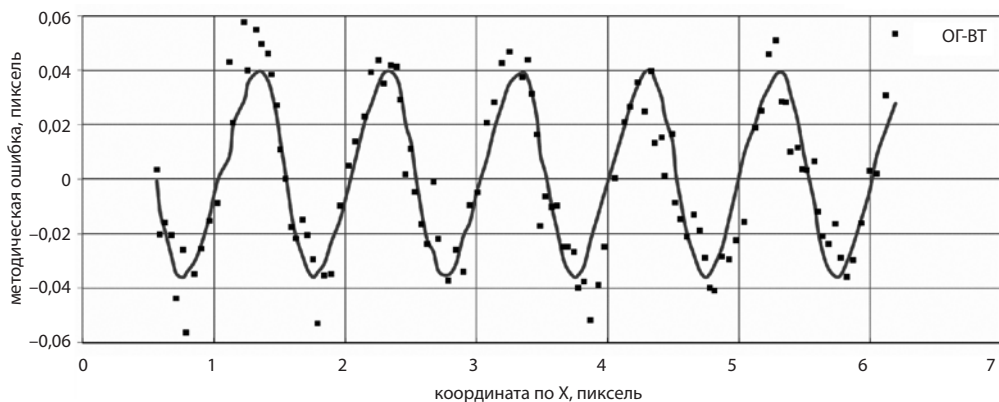


Рис. 6. Результаты измерений методической ошибки на ОГ-ВТ. Квадратами показаны результаты замеров, линией – аппроксимация синусоидой

В результате проведенных исследований было показано, что СОЭВО, созданный на базе поворотного стола СПЦ-383, позволяет производить контроль звездных датчиков. Причем СОЭВО позволяет проводить испытания звездных датчиков в автоматическом режиме, без присутствия оператора в помещении, что особенно важно для высокоточных образцов звездных датчиков. В ходе отладки СОЭВО были выявлены систематические погрешности и отработана методика проведения измерительных операций.

Проведенный эксперимент подтвердил наличие зависимости погрешности определения энергетического центра изображения звезды от положения относительно пикселей приемника изображения и возможность ее измерения на СОЭВО. Параметры аппроксимации полученных точек соответствуют теоретическим расчетам (Аванесов, Кондратьева, Никитин, 2009) и реальным характеристикам прибора.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Аванесов Г.А., Кондратьева Т.В., Никитин А.В. Исследование смещения энергетического центра изображений звезд относительно геометрического центра на ПЗС матрице и коррекция методической ошибки. // Всероссийская научно-техническая конференция «Современные проблемы определения ориентации и навигации космических аппаратов». М.: ИКИ РАН, 2009. С. 421-446.
- [2] Беличенко М.Л., Бессонов Р.В., Завгородний Д.С., Эльязев Я.Д., Прохорова С.А. Исследование ошибок определения координат энергетических центров изображений звезд на фотоприемной матрице прибора звездной ориентации. // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2017. Т. 14. № 3. С. 67-77.
- [3] Бессонов Р.В., Брысин Н.Н., Полянский И.В., Воронков С.В., Белинская Е.В., Строилов Н.А., Поццлук Г.С., Трегуб В.П., Завгородний Д.С. Стенды для определения фотограмметрических параметров высокоточных звездных датчиков // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2017. Т. 14. № 3. С. 107-117.

- [4] Полушкин А.В., Борчанинов Д.Г., Слестин И.В., Калдымов Н.А., Нахов С.Ф., Брысин Н.Н., Строилов Н.А., Базина Е.А., Сливко Н.А., Будков В.А. Результаты применения аппаратно-программного комплекса для определения методической ошибки звездных датчиков // Сборник материалов XXV МКИНС. СПб.: АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2018. С. 168-173.
- [5] Полушкин А.В., Калдымов Н.А., Дмитриев Н.В., Нахов С.Ф., Бессонов Р.В., Брысин Н.Н., Полянский И.В. Методы и средства для оценки технических характеристик звездных датчиков при наземных испытаниях // XXIII МКИНС СПб.: АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2016. С. 401-406.

THE TEST BENCH STUDY OF STAR IMAGE ENERGY CENTER DETERMINATION ERROR IN STAR TRACKERS

R.V. Bessonov, E.V. Belinskaya, N.N. Brysin, S.V. Voronkov, S.A. Prohorova, N.A. Stroilov, A.A. Forsh

Space Research Institute of the Russian Academy of Sciences (IKI)

The article describes the process of measuring one of a methodical error type and the results of its measurement. This kind of a methodical error is a discrepancy between the calculated energy center of a pinhole source image and its geometrical projection center at the scale of a single image sensor pixel. This work is an experimental study of the results published in works where a theoretical description and the methodical error numerical modeling of star sensors are provided. The study was carried out at the test bench developed and created in IKI RAS for the determination of interior orientation elements (SOEVO). SOEVO is capable to provide turn of the star tracker with a high both positioning accuracy and angular position measurement. In work flow on SOEVO systematic errors were revealed and the measuring technique was improved.

Keywords: a star tracker, BOKZ, methodical error, image sensor.

REFERENCES

- [1] Avanesov G.A., Kondrateva T.V., Nikitin A.V. Issledovanie smeshheniya energeticheskogo tsentra izobrazhenii zvezd otnositel'no geometricheskogo tsentra na PZS matritse i korrektsiya metodicheskoi oshibki. (Study of the displacement of the energy center of the stars images relative to the geometric center of the CCD and the correction of methodological errors). Vserossijskaya nauchno–texnicheskaya konferentsiya «Sovremennye problemy opredeleniya orientatsii i navigatsii kosmicheskikh apparatov». Moscow: IKI RAN, 2009. pp. 421-446.
- [2] Belichenko M.L., Bessonov R.V., Zavgorodnij D.S., Elyashev Ya.D., Proxorova S.A. Issledovanie oshibok opredeleniya koordinat energeticheskikh tsentrov izobrazhenii zvezd na fotopriemnoi matritse pribora zvezdnoj orientatsii. (The study of errors in determining the coordinates of the energy centers of the star images on the star tracker's photodetector), *Sovremennye problemy distantsionnogo zondirovaniya Zemli iz kosmosa*. 2017. Vol. 14. No. 3. pp. 67-77.

- [3] *Bessonov R.V., Brysin N.N., Polyanskij I.V., Voronkov S.V., Belinskaya E.V., Stroilov N.A., Poshhliuk G.S., Tregub V.P., Zavgorodnij D.S.*, Stendy dlya opredeleniya fotogrammetricheskikh parametrov vysokotochnykh zvezdnykh datchikov (Test benches for determining the photogrammetric parameters of high-precision star trackers), *Sovremennye problemy distantsionnogo zondirovaniya Zemli iz kosmosa*. 2017. Vol. 14. No. 3. pp. 107-117.
- [4] *Polushkin A.V., Borchaninov D.G., Slistin I.V., Kaldymov N.A., Nakhov S.F., Brysin N.N., Stroilov N.A., Bazina E.A., Slivko N.A., Budkov V.A.* Rezul'taty primeneniya apparatno-programmnogo kompleksa dlya opredeleniya metodicheskoi oshibki zvezdnykh datchikov (Results of applying the hardware-software complex for definition of methodical errors of the star trackers), *Sbornik materialov XXV MKINS*, St. Petersburg: AO «Kontsern «CNII «Elektropribor», 2018, pp. 168-173.
- [5] *Polushkin A.V., Kaldymov N.A., Dmitriev N.V., Naxov S.F., Bessonov R.V., Brysin N.N., Polyanskij I.V.* Metody i sredstva dlya otsenki tekhnicheskikh kharakteristik zvezdnykh datchikov pri nazemnykh ispytaniyakh (Methods and tools for assessing the technical characteristics of stellar sensors during ground tests), *XXIII MKINS*, St. Petersburg: AO «Kontsern «CNII «Elektropribor», 2016, pp. 401-406.

Bessonov Roman Valerievich – head of department, PhD, *besson777@gmail.com*

Belinskaya Eugeniya Valerievna – minor researcher, *evbelinskaya@yandex.ru*

Brysin Nikolay Nikolaevich – researcher, PhD, *brysin@mail.ru*

Voronkov Sergey Vladimirovich – senior researcher, PhD, *servor@nserv.iki.rssi.ru*

Prokhorova Svetlana Andreevna – junior researcher, *prokhorovasa@yandex.ru*

Stroilov Nikolay Aleksandrovich – minor researcher, *stroilov@iki.rssi.ru*

Forsh Anatoly Anatolievich – leading researcher, PhD, *forsh@ofo.iki.ru*

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

В.А. Немальцына, А.М. Щекин

Акционерное общество «Научно-производственное предприятие «Геофизика-Космос»

Работа посвящена исследованию объективного метода поиска положения наилучшей установки матричного приемника излучения (МПИ) звездного датчика. Корректировка положения МПИ производится итерационно по результатам анализа формы изображения звезды. Объективность формы обеспечена статистикой измерений на стенде выставки МПИ. В статье приведены основные результаты экспериментов с прибором точного класса 361К, разрабатываемого в рамках ОКР «Астродатчик», на прецизионном оптико-механическом стенде для калибровки и контроля точностных характеристик, оценена эффективность и применимость предложенного метода.

Ключевые слова: звездный датчик, светосильный объектив, матричный приемник излучения, форма изображения звезды, пятно рассеяния, дисторсия, оценка точностных характеристик, оптико-механический стенд.

Для прибора точного класса 361К разработан светосильный объектив ($D/F' = 1:1,6$). Его оптическая схема представлена на рис. 1.

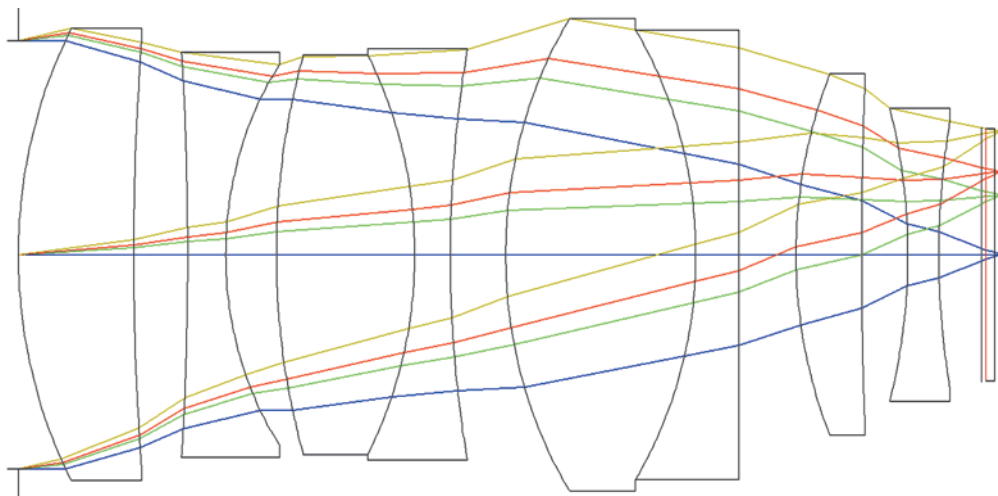


Рис. 1. Оптическая схема объектива

На рис. 2 представлена зависимость дисторсии главного луча от углового поля ω . На краю углового поля она равна 2,5%, что составляет 12,5 пикселей.

Немальцына Валерия Александровна – инженер, 1102@geocos.ru

Щекин Александр Михайлович – главный специалист, 1102@geocos.ru

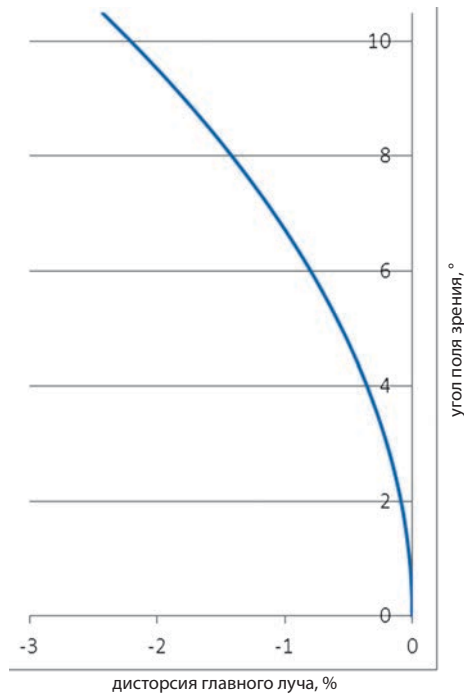


Рис. 2. Дисторсия главного луча

Форма изображения звезды на краю углового поля ($\omega = 10,5^\circ$) существенно зависит, как показывает абберационный расчет, даже от небольшого отклонения от плоскости идеального изображения.

На рис. 3, 4 представлены распределения энергии в пятне рассеяния при отклонениях от плоскости идеального изображения на -30 и $+30$ мкм.

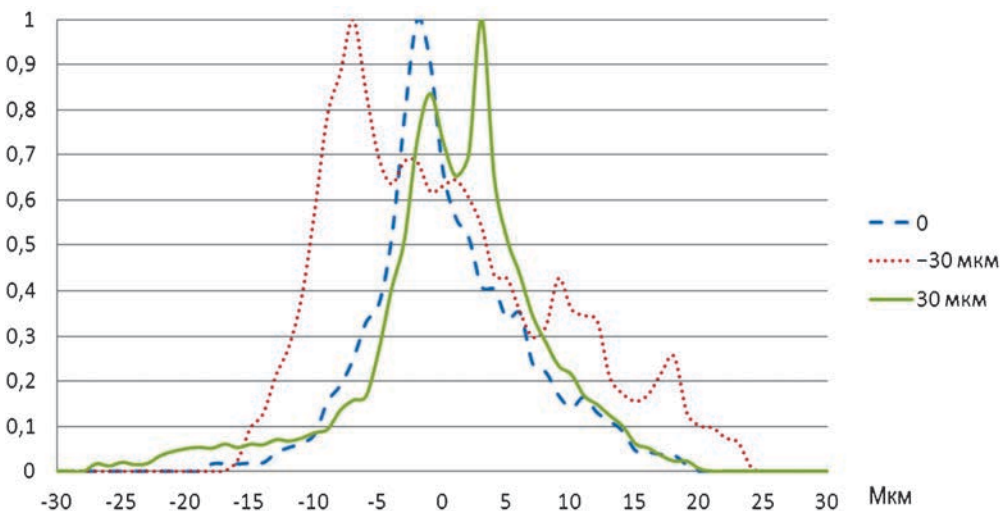


Рис. 3. Меридиональное сечение

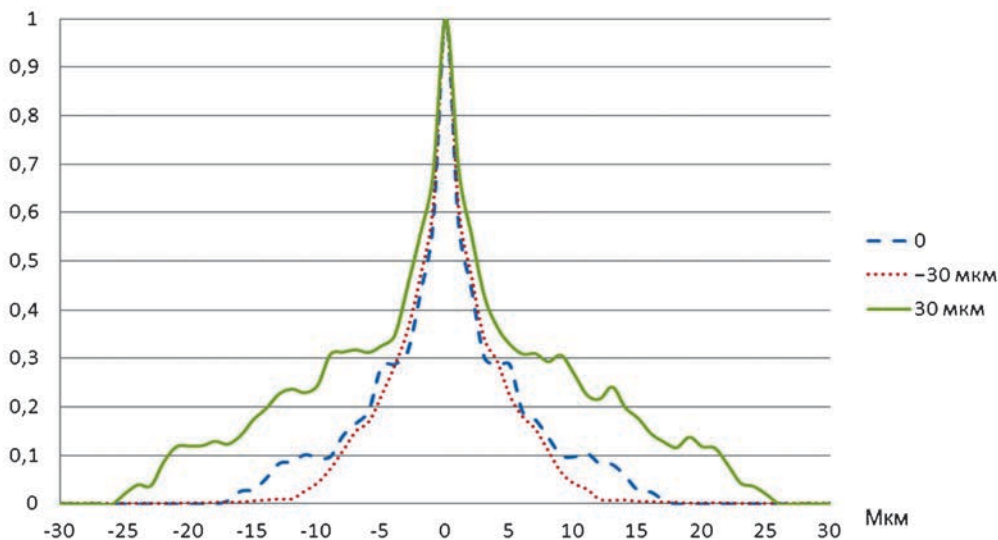


Рис. 4 Сагиттальное сечение

Из представленных рисунков видно, что при увеличении расстояния от последней поверхности объектива до фоточувствительной поверхности (ФЧП) матричного приемника излучения (МПИ) изображение вытягивается в сагиттальной плоскости, а при уменьшении этого расстояния вытягивается в меридиональной плоскости. Это может приводить к повышенным ошибкам определения энергоцентра изображения звезды и повышенным остаточным ошибкам учета дисторсии.

Поэтому оптимальная выставка МПИ является достаточно актуальной задачей для звездного прибора точного класса 361К. Кроме того, оптимальная юстировка позволяет сохранить приемлемое качество изображения в условиях эксплуатации при изменении температуры в заданном диапазоне, который для 361К составляет минус 30°С ...45°С.

Решение данной задачи требует объективного метода контроля формы изображения звезды при взаимной выставке светосильного объектива и МПИ во всем поле зрения.

Анализ формы изображения звезды проводится в девяти контрольных точках, восемь из которых расположены по краям углового поля, а одна является центральной. На стенде выставки МПИ, включающего имитатор звезды, двухступенной подвес для установки прибора и датчики углов поворота, для каждой точки производится перемещение визирной оси прибора в малой окрестности по двум осям с фиксацией в реальном времени фрагментов размером 64×64 пикселя. Для каждой зоны количество фрагментов не менее 255.

Обработка заключается в поиске в каждом кадре изображения звезды с определением пикселя с максимальным сигналом.

Затем производится подсчет сумм трех пикселей без фона (максимальный и два соседних) по строке *row3*, соответственно, по столбцу *column3* и двум диагоналям *diagonal31*, *diagonal32* (см. рис. 5.1–5.4). Все суммы усредняются для каждой из девяти точек по всем кадрам.

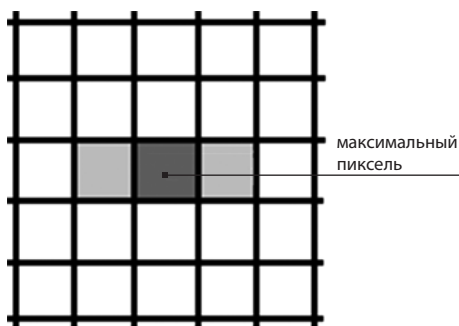


Рис. 5.1. Сумма $row3$

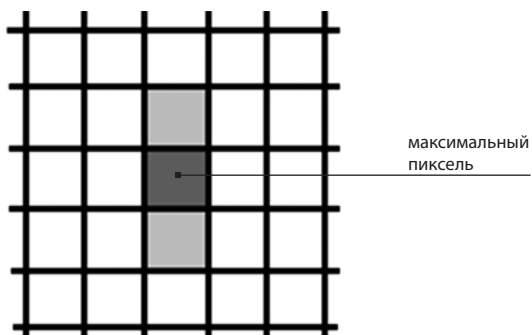


Рис. 5.2. Сумма $column3$

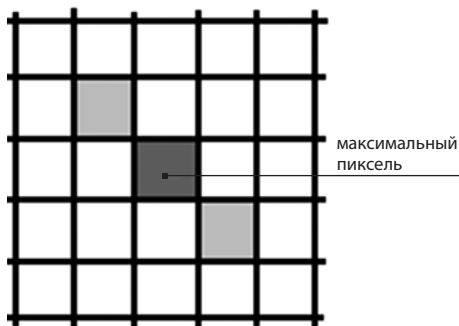


Рис. 5.3. Сумма $diagonal31$

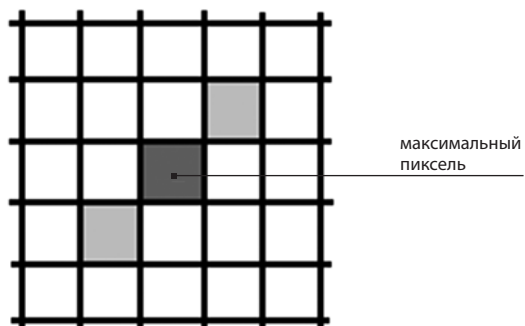


Рис. 5.4. Сумма $diagonal32$

После подсчета сумм считаются отношения для каждой зоны: $r3/c3 = \frac{\overline{row3}}{\overline{column3}}$, $d31/d32 = \frac{\overline{diagonal31}}{\overline{diagonal32}}$, кроме зон 4 и 8, для которых вместо $r3/c3$ используется отношение $c3/r3$, а также кроме зон 1 и 5, для которых вместо $d31/d32$ используется отношение $d32/d31$.

Полученные отношения объективно характеризуют форму изображения и наклон МПИ. С учетом размера изображения в центральной точке, эти отношения однозначно позволяют максимально приблизить ФЧП МПИ к плоскости идеального изображения. Очевидно, что для изображения центральной точки указанные отношения равны 1. При полном совпадении ФЧП с плоскостью идеального изображения указанные отношения также будут равны 1.

Ниже приведены результаты для двух экземпляров приборов 361К, отличающихся положением ФЧП МПИ, см. рис. 6.1–6.2.

Из рисунков видно, что отношения для второго прибора ближе к единице. Это, как будет показано ниже, обеспечивает меньшую остаточную ошибку учета дисторсии.

Проводится несколько итераций корректирования положения матрицы, пока отношения не станут близки к 1.

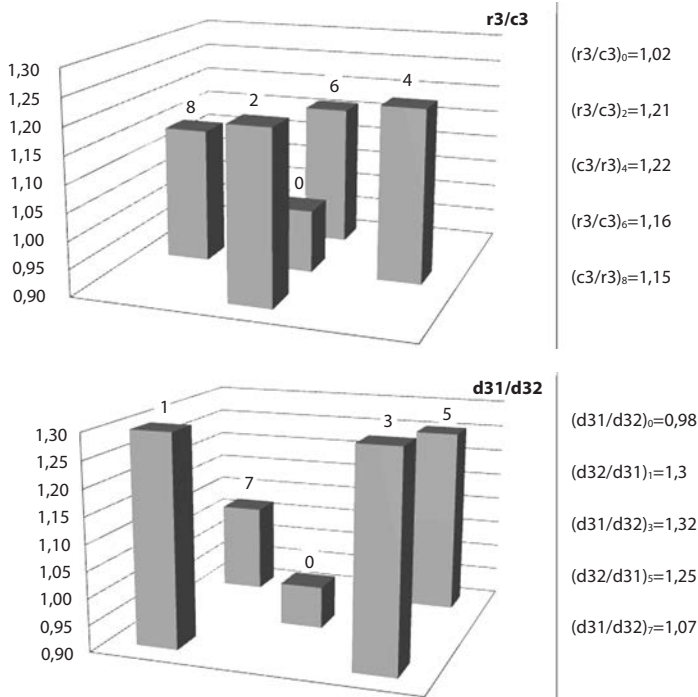


Рис. 6.1. Отношения для первого прибора

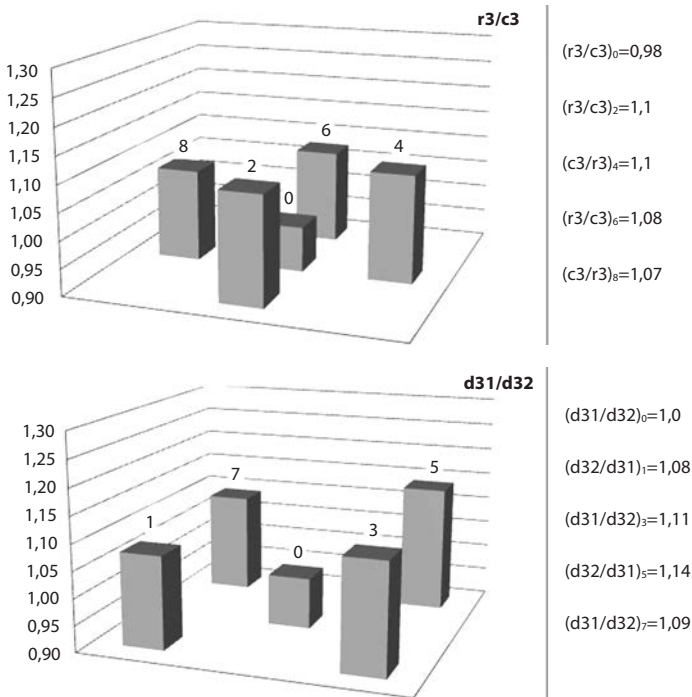


Рис. 6.2. Отношения для второго прибора

Далее на оптико-механическом стенде для калибровки и контроля точностных характеристик проводятся измерения для паспортизации прибора. Стенд включает имитатор звезды, углоповоротное устройство (УПУ) с датчиком угла поворота, поворотный стол с датчиком угла поворота. В качестве иллюстрации на рис. 7 представлены положения изображений источников на МПИ при проведении паспортизации. В данной задаче количество источников в поле зрения составляло около 400.

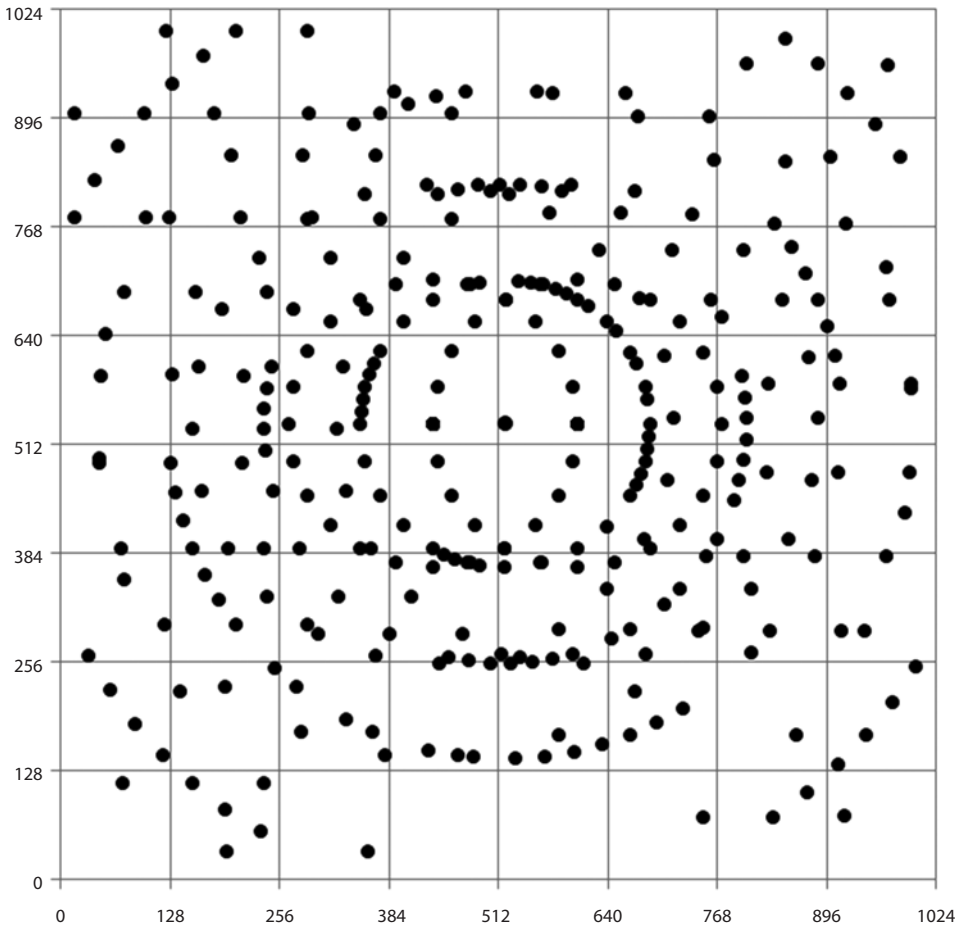


Рис. 7. Пример положения источников на МПИ при проведении паспортизации

Учет дисторсии осуществлялся как

$$R=R_{изм} - (aR^3 + bR^2 + cR + d + k_1 X + k_2 Y)$$

где R – исправленное расстояние до источника,

$R_{изм}$ – измеренное расстояние до источника,

a, b, c, d, k_1, k_2 – коэффициенты, получаемые путем решения системы линейных уравнений с применением взвешенного МНК

$$\begin{aligned}
 & a \sum_{i=1}^N \xi_i R_{uzmi}^6 + b \sum_{i=1}^N \xi_i R_{uzmi}^5 + c \sum_{i=1}^N \xi_i R_{uzmi}^4 + d \sum_{i=1}^N \xi_i R_{uzmi}^3 + k_1 \sum_{i=1}^N \xi_i X_i R_{uzmi}^3 + \\
 & + k_2 \sum_{i=1}^N \xi_i Y_i R_{uzmi}^3 = \sum_{i=1}^N \xi_i \Delta r_i R_{uzmi}^3, \quad a \sum_{i=1}^N \xi_i R_{uzmi}^5 + b \sum_{i=1}^N \xi_i R_{uzmi}^4 + c \sum_{i=1}^N \xi_i R_{uzmi}^3 + \\
 & + d \sum_{i=1}^N \xi_i R_{uzmi}^2 + k_1 \sum_{i=1}^N \xi_i X_i R_{uzmi}^2 + k_2 \sum_{i=1}^N \xi_i Y_i R_{uzmi}^2 = \sum_{i=1}^N \xi_i \Delta r_i R_{uzmi}^2, \\
 & a \sum_{i=1}^N \xi_i R_{uzmi}^4 + b \sum_{i=1}^N \xi_i R_{uzmi}^3 + c \sum_{i=1}^N \xi_i R_{uzmi}^2 + d \sum_{i=1}^N \xi_i R_{uzmi} + k_1 \sum_{i=1}^N \xi_i X_i R_{uzmi} + \\
 & + k_2 \sum_{i=1}^N \xi_i Y_i R_{uzmi} = \sum_{i=1}^N \xi_i \Delta r_i R_{uzmi}, \quad a \sum_{i=1}^N \xi_i R_{uzmi}^3 + b \sum_{i=1}^N \xi_i R_{uzmi}^2 + c \sum_{i=1}^N \xi_i R_{uzmi} + \\
 & + d \sum_{i=1}^N \xi_i + k_1 \sum_{i=1}^N \xi_i X_i + k_2 \sum_{i=1}^N \xi_i Y_i = \sum_{i=1}^N \xi_i \Delta r_i, \quad a \sum_{i=1}^N \xi_i X_i R_{uzmi}^3 + b \sum_{i=1}^N \xi_i X_i R_{uzmi}^2 + \\
 & + c \sum_{i=1}^N \xi_i X_i R_{uzmi} + d \sum_{i=1}^N X_i + k_1 \sum_{i=1}^N \xi_i X_i^2 + k_2 \sum_{i=1}^N \xi_i Y_i X_i = \sum_{i=1}^N \xi_i \Delta r_i X_i, \\
 & a \sum_{i=1}^N \xi_i Y_i R_{uzmi}^3 + b \sum_{i=1}^N \xi_i Y_i R_{uzmi}^2 + c \sum_{i=1}^N \xi_i R_{uzmi} Y_i + d \sum_{i=1}^N Y_i + k_1 \sum_{i=1}^N \xi_i X_i Y_i + \\
 & + k_2 \sum_{i=1}^N \xi_i Y_i^2 = \sum_{i=1}^N \xi_i \Delta r_i Y_i,
 \end{aligned}$$

где X, Y – центрированные координаты энергоцентров звезд,

$$\Delta r = R_{uzm} - F_{экв} \cdot \operatorname{tg} w$$

ξ_i – вес i -го измерения, определяемый после вычисления среднеквадратической невязки.

Эквивалентное фокусное расстояние $F_{экв}$ также является необходимым паспортным параметром и определяется из решения системы линейных уравнений:

$$\begin{aligned}
 F_{экв} \sum_{i=1}^N \operatorname{tg}^2 w_i + p_1 \sum_{i=1}^N \operatorname{tg}^3 w_i + p_2 \sum_{i=1}^N \operatorname{tg}^4 w_i + p_3 \sum_{i=1}^N X \operatorname{tg} w_i + p_4 \sum_{i=1}^N Y \operatorname{tg} w_i &= \sum_{i=1}^N R_{uzmi} \operatorname{tg} w_i, \\
 F_{экв} \sum_{i=1}^N \operatorname{tg}^3 w_i + p_1 \sum_{i=1}^N \operatorname{tg}^4 w_i + p_2 \sum_{i=1}^N \operatorname{tg}^5 w_i + p_3 \sum_{i=1}^N X \operatorname{tg}^2 w_i + p_4 \sum_{i=1}^N Y \operatorname{tg}^2 w_i &= \sum_{i=1}^N R_{uzmi} \operatorname{tg}^2 w_i, \\
 F_{экв} \sum_{i=1}^N \operatorname{tg}^4 w_i + p_1 \sum_{i=1}^N \operatorname{tg}^5 w_i + p_2 \sum_{i=1}^N \operatorname{tg}^6 w_i + p_3 \sum_{i=1}^N X \operatorname{tg}^3 w_i + p_4 \sum_{i=1}^N Y \operatorname{tg}^3 w_i &= \sum_{i=1}^N R_{uzmi} \operatorname{tg}^3 w_i, \\
 F_{экв} \sum_{i=1}^N X \operatorname{tg} w_i + p_1 \sum_{i=1}^N X \operatorname{tg}^2 w_i + p_2 \sum_{i=1}^N X \operatorname{tg}^3 w_i + p_3 \sum_{i=1}^N X^2 + p_4 \sum_{i=1}^N Y X &= \sum_{i=1}^N R_{uzmi} X, \\
 F_{экв} \sum_{i=1}^N Y \operatorname{tg} w_i + p_1 \sum_{i=1}^N Y \operatorname{tg}^2 w_i + p_2 \sum_{i=1}^N Y \operatorname{tg}^3 w_i + p_3 \sum_{i=1}^N X Y + p_4 \sum_{i=1}^N Y^2 &= \sum_{i=1}^N R_{uzmi} Y,
 \end{aligned}$$

где $\operatorname{tg} w_i$ – тангенс заданного стеном углового расстояния источника.

На рис. 8.1 и 8.2 представлены распределения остаточных невязок для обоих приборов.

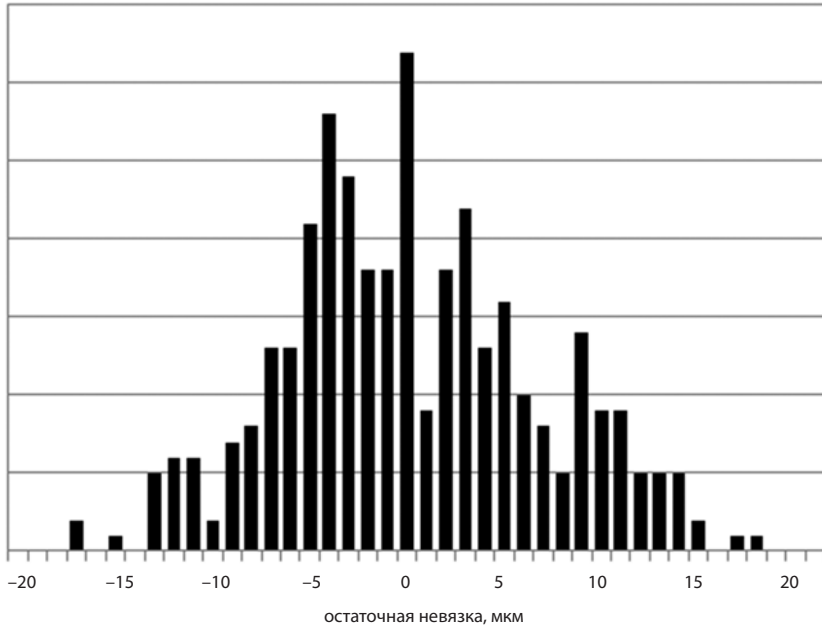


Рис. 8.1. Распределение невязок для первого прибора, СКО=6,6''

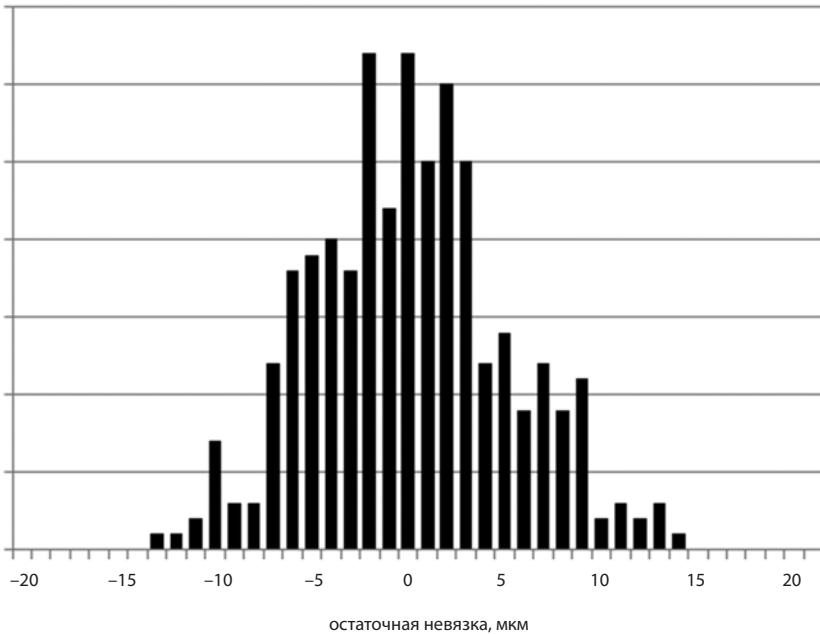


Рис. 8.2. Распределение невязок для второго прибора, СКО =5,0'

Из рисунков видно, что СКО распределения остаточных невязок для первого прибора составляет 6,6 угловых секунд, а для второго, соответственно, 5,0 угловых секунд, что объясняется лучшим приближением МПИ к плоскости идеального изображения.

Ошибка определения энергоцентра, связанная с периодической структурой матрицы и размером изображения (мелкопериодическая), в данном случае рассматривалась как случайная. Экспериментально определенное СКО этой ошибки при перемещении изображения по оси x МПИ составляет 3,7 угловых секунд, см. рис. 9.1. На рис. 9.2 эта же ошибка представлена в виде зависимости от вычисленной дробной части координаты x энергоцентра.

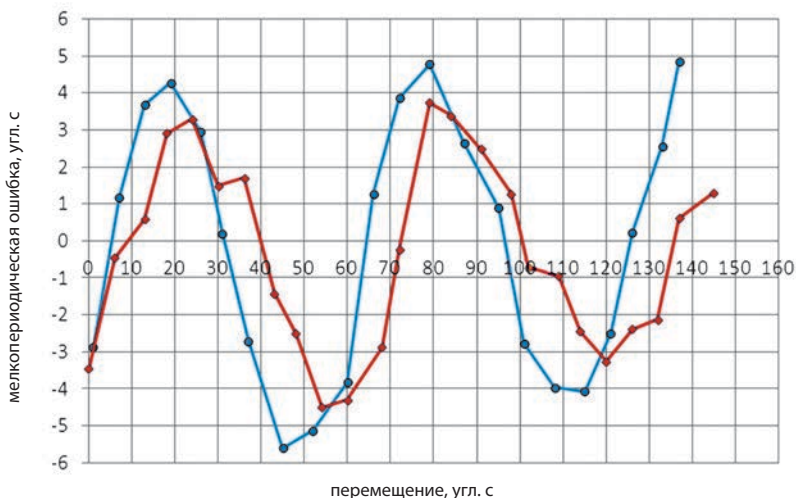


Рис. 9.1. Мелкопериодическая ошибка в центре и на краю углового поля при перемещении изображения

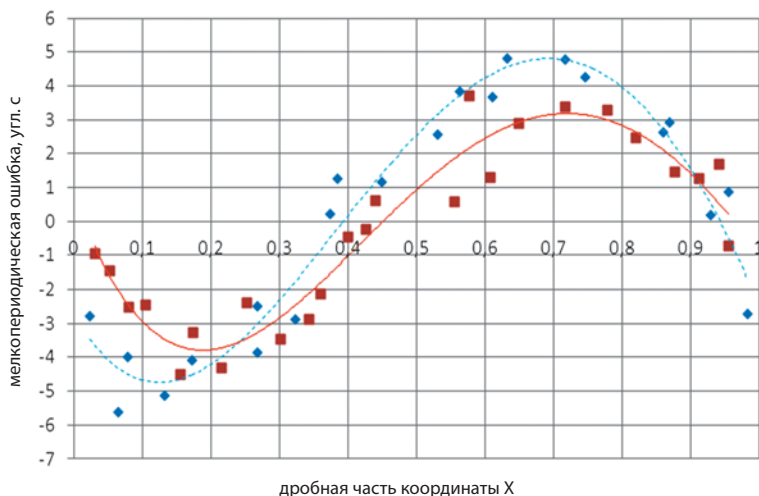


Рис. 9.2. Мелкопериодическая ошибка в центре и на краю углового поля

Очевидно, что СКО остаточных невязок после исправления дисторсии не может быть меньше этой величины (3,7 угловых секунд).

Незначительное превышение СКО остаточной невязки учета дисторсии (5,0 *угл. с* для второго прибора) по сравнению с СКО мелкопериодической ошибки объясняется неокончательной юстировкой УПУ стенда и не является существенной при решении данной задачи.

Таким образом, представленный метод контроля формы изображения позволяет обеспечить оптимальную взаимную выставку светосильного объектива и МПИ для достижения заданных точностных характеристик звездного прибора точного класса 361К.

FACT-BASED APPROACH OF IMAGE SENSOR ADJUSTMENT IN THE CASE OF 361K STAR TRACKER

V.A. Nemaľ'tsyna, A.M. Shchekin

Joint Stock Company Scientific & Production Enterprise Geofizika-Cosmos

This article is devoted to the study of the fact-based approach for finding the best image sensor's position in star tracker. Adjustment of image sensor's position is made iteratively according to the results of star image shape's analysis. Fact-based character of shape is provided by statistics of measurements made at the stand of adjustment of image sensor's position. The article presents the main results of experiments with 361K star tracker developed in Geofizika-Cosmos on the precision optomechanical stand for calibration and accuracy characteristics control, the efficiency and applicability of the proposed method are assessed.

Keywords: star tracker, wide-aperture lens, matrix image sensor, star image shape, circle of confusion, distortion, assessment of accuracy characteristics, optomechanical stand.

Nemaľ'tsyna Valeria Alexandrovna – engineer, *1102@geocos.ru*

Shchekin Alexander Mikhaylovich — senior specialist, *1102@geocos.ru*

ВОЗМОЖНОСТЬ ВЛИЯНИЯ ПОСТОРОННИХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА РАБОТУ ПРИБОРОВ ЗВЕЗДНОЙ ОРИЕНТАЦИИ

В.И. Федосеев

АО «Научно-производственное предприятие «Геофизика-Космос»

В статье рассматриваются результаты расчетных оценок возможности помехового влияния на работу звездного прибора, расположенного на борту космического аппарата, другого космического аппарата, находящегося в окрестности первого. Такие ситуации хотя и маловероятны, однако их анализ представляет практический интерес для приборов, непрерывно работающих в составе космических аппаратов с длительным сроком активного существования, где требования к сбоеустойчивости аппаратуры чрезвычайно высоки. На основе данных эксплуатационной документации на звездные приборы и результатов специальных экспериментов выявлены условия, при которых такого рода помеховое влияние может иметь место, определены опасные углы и расстояния, приведены примеры.

Ключевые слова: приборы звездной ориентации, световые помехи, сбоеустойчивость.

ВВЕДЕНИЕ

При использовании информации звездных приборов (ПЗВ) для обеспечения постоянной ориентации космических аппаратов (КА) с длительным сроком активного существования весьма существенно возрастают требования к этим приборам по сбоеустойчивости. В связи с этим возникает необходимость рассматривать ситуации, представляющиеся маловероятными при работе ПЗВ в режиме сеансов ориентации небольшой длительности – порядка нескольких единиц или десятков минут. К таким ситуациям можно отнести попадание в поле зрения ПЗВ, работающего в составе основного КА, другого, постороннего КА, находящегося в окрестности основного. Подобные ситуации могут возникать как несанкционированно из-за ошибок в управлении каждым КА, так и преднамеренно при осуществлении инспекции одного КА средствами другого. О существовании КА-инспекторов и их реальном использовании как в нашей стране, так и в других странах (США, Китай), имеются сообщения в печати (*Вальченко С. и др.*, 2017). В связи с этим представляется интересным оценить, при каких условиях посторонний КА может оказывать помеховое влияние на работу приборов звездной ориентации. Излагаемые ниже результаты расчетов дают представление об этих условиях.

1. РАСЧЕТНАЯ МОДЕЛЬ

Рассматриваются два КА, находящиеся на орбите на некотором расстоянии R друг от друга и стабилизированные в орбитальной системе координат (рис. 1). Первый КА (назовем его рабочим) имеет в своем составе звездный прибор,

Федосеев Виктор Иванович – заместитель главного конструктора направления, д.т.н., info@geofizika-cosmos.ru

второй КА будем называть КА-помехой. Из элементов конструкции КА-помехи наиболее значимую световую помеху звездному прибору могут создать панели солнечной батареи (СБ) – с точки зрения оптики они представляют собой зеркала весьма внушительных габаритов. По данным экспериментальных измерений, выполненных в ЦКБ «Геофизика» в 1970-е годы, индикатриса коэффициентов яркости панелей СБ имеет четко выраженную зеркальную составляющую, а коэффициент зеркального отражения их рабочей поверхности изменяется в пределах 4–6% в зависимости от образца и углов падения. В работе (Пеу и др., 1998) отмечается, что при этом угловой диаметр зеркальной составляющей в индикатрисе коэффициентов яркости имеет величину $\approx 4^\circ$.

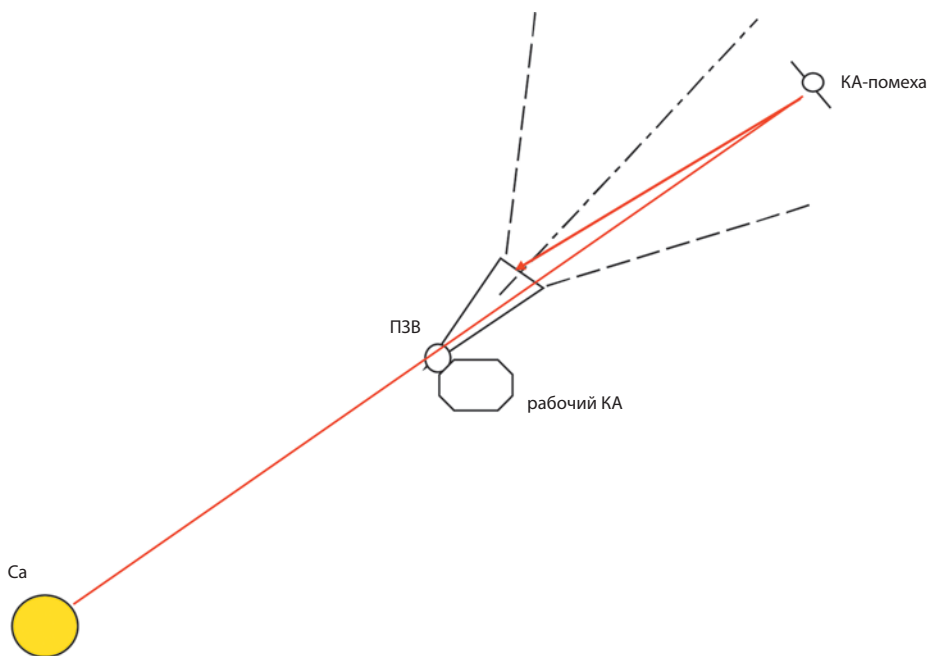


Рис. 1. Схема формирования помехи

Система управления СБ ориентирует их панели в направлении на Солнце. Механика формирования световой помехи наиболее наглядно может быть продемонстрирована на примере двух КА, находящихся на геостационарной орбите (ГСО). В процессе суточного перемещения Солнца относительно КА отраженный от панелей СБ КА-помехи солнечный «зайчик» описывает по небесной сфере круг. Годовое перемещение Солнца относительно плоскости экватора Земли (и, соответственно, относительно плоскости ГСО) в пределах $\pm 23^\circ$ приведет к тому, что за год солнечный «зайчик» просканирует на небесной сфере шаровой пояс соответствующей ширины. Если в этот пояс попадает поле зрения звездного прибора рабочего КА, то в какие-то календарные даты года и в какие-то часы суток этих дат солнечный «зайчик» попадет в поле зрения звездного прибора. Насколько такое событие опасно для работы прибора, зависит от величины освещенности в этом «зайчике», которая определяется расстоянием до КА-помехи

и параметрами отражающих панелей СБ. В реальности на описанную картину накладываются еще такие факторы, как дрейф орбит рабочего КА и КА-помехи, эволюции их осей относительно орбитальной системы координат при выполнении штатных задач и др. Эти факторы расширяют ширину пояса возможной опасности для звездного прибора рабочего КА. Какое расстояние R нужно считать опасным, зависит от параметров панелей СБ – их площади S , коэффициента отражения τ , угла отклонения от параллельности отдельных элементов СБ δ .

В приведенном описании представлена ситуация, когда отраженный от панелей СБ КА-помехи солнечный свет попадает непосредственно в поле зрения звездного прибора. Возможны и другие опасные ситуации, менее критичные по расстояниям, но более опасные по угловым соотношениям. К таким ситуациям можно отнести:

- попадание солнечного «зайчика» не в поле зрения звездного прибора, а в конус защитного угла его бленды, телесный угол которого в несколько раз больше поля зрения,
- попадание в поле зрения прибора или в конус защитного угла бленды света от освещенной Солнцем Земли, отраженного панелями СБ КА-помехи.

В этих случаях опасное расстояние R может быть меньше, чем в первом случае.

Во всех случаях нарушение работы ПЗВ будет происходить при совпадении трех условий:

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

Рассмотренная ситуация может иметь место не только на ГСО. Всякий раз, когда два КА оказываются расположенными близко один от другого (например, при стыковке или инспекции кооперируемых объектов), возможность возникновения описанного вида помех следует специально анализировать.

В описанной выше модели панель СБ, рассматриваемая как зеркало, выполняет три функции – во-первых, формирует входной зрачок оптической системы, воспринимающей помеховое излучение (от Солнца непосредственно или от освещенной Солнцем Земли), во-вторых, изменяет направление распространения излучения за счет отражения, и, в третьих, производит рассеивание отраженного излучения в пределах некоторой индикатрисы.

В соответствии с этой схемой, если в качестве источника помех рассматривать Солнце, то освещенность в плоскости входного зрачка ПЗВ будет равна

$$E_{\text{СалПЗВ}} = \frac{E_{\text{Ca}} \tau S}{\omega_{\text{зер}} R^2}, \quad (1)$$

где E_{Ca} – освещенность от Солнца за пределами атмосферы, $E_{\text{Ca}} = 137 \times 10^3$ лк (Ишанин и др., 1991),

τ – коэффициент отражения зеркала (панели СБ),

S – площадь панелей СБ, м²,

$\omega_{\text{зер}}$ – телесный угол индикатрисы рассеивания зеркала, ср,

R – расстояние от КА-помехи до ПЗВ.

(В числителе этой формулы – отраженный от зеркала световой поток, в знаменателе – площадь участка плоскости в месте расположения ПЗВ, на который этот световой поток падает).

Если КА-помеха находится в поле зрения прибора, то на приемной матрице будет сформировано изображение панелей СБ, которое ввиду большого расстояния до КА-помехи будет практически точечным. Освещенность в этом изображении может быть оценена как входная освещенность, вычисленная по формуле (1), умноженная на квадрат отношения диаметра входного зрачка объектива к диаметру точечного изображения. (В качестве примера можно привести данные для прибора 329К, у которого это отношение равно $(11/0,03)^2 \approx 134000$.)

Если в качестве источника помех рассматривать освещенную Солнцем Землю, то в формуле (1) необходимо вместо E_{Ca} записать освещенность на орбите от освещенной Солнцем Земли E_3 , которую будем считать равной

$$E_3 \approx \frac{E_{Ca} \alpha \Omega_3}{\pi}, \quad (2)$$

где α – альбеда Земли, $\alpha=0,39$ (Ишанин и др., 1991),

Ω_3 – телесный угол Земли при наблюдении с орбиты (для ГСО $\Omega_3 \approx 0,072$ ср, для орбиты с высотой $H = 500$ км $\Omega_3 \approx 4,34$ ср).

Выражение (2) – приближенное, основано на представлении о Земле как о равнорядном диске небольших размеров. При отражении от панелей СБ угловой размер отраженного пучка будет определяться в основном угловым размером Земли, наблюдаемой с орбиты. Поэтому формула для освещенности в плоскости входного зрачка ПЗВ от освещенной Солнцем Земли запишется в виде

$$E_{зПЗВ} = \frac{E_3 \tau S}{\Omega_3 R^2}. \quad (3)$$

Нетрудно видеть, что при подстановке в формулу (3) выражения (2) результат не будет зависеть от телесного угла Земли Ω_3 . Это является следствием принятой модели (2).

Получаемые в результате расчетов по формулам (1) или (3) освещенности необходимо сопоставить с некоторыми критическими значениями, которые задают границу допустимых освещенностей. Сложность определения такой границы состоит в том, что степень опасности световой помехи, кроме создаваемой освещенности, в сильной степени зависит от размеров и формы создаваемого ею изображения. Для ПЗВ в документации оговаривается два вида световых помех – помеха в пределах поля зрения в виде равномерного фона (яркость равномерного фона) и помеха от яркого источника (Солнца, Земли, элементов конструкции КА и т.п.) за пределами углов зоны защиты бленды. Рассматриваемая ситуация не подходит под эти случаи. В рассматриваемом случае создаваемая КА-помехой световая помеха может представлять опасность в двух вариантах:

- 1) панели СБ КА-помехи не находятся в поле зрения прибора, но находятся внутри конуса углов защиты бленды прибора; в этом случае изображение на приемной матрице не будет точечным, оно будет создаваться в большой

степени наложением переотражений от торцов линз объектива, конструктивных элементов внутри прибора, т.е. здесь следует ожидать некоторого распределенного, но сильно неравномерного по полю фона; отдаленным аналогом такой ситуации можно считать испытания прибора на засветку Солнцем при критическом угле, когда входной зрачок еще не засвечен, но все диафрагмы бленды засвечены; для этой ситуации допустимая освещенность на входном зрачке прибора может быть определена путем деления освещенности на входе бленды (137000 лк) на ее коэффициент ослабления ($0,5 \times 10^5$) – получим $\approx 2,8$ лк. Это значение 2,8 лк логично принять в качестве предельно допустимой освещенности для ориентировочной оценки критических расстояний при воздействии световой помехи, создаваемой панелями СБ, когда они не попадают в поле зрения;

- 2) панели СБ КА-помехи находятся в поле зрения прибора; в этом случае помеховое излучение будет создавать квазиточечное изображение на фотоприемнике прибора с очень большой освещенностью, при которой будут иметь место многократные переотражения от оптических и конструктивных элементов внутри прибора, спрогнозировать вид результирующего изображения невозможно; в этом случае необходимо использовать результаты специального эксперимента с прибором 329К по измерению переотраженного света в оптической системе прибора; на основании этого эксперимента в качестве критической освещенности на входном зрачке прибора для данной ситуации принято значение 0,3 лк – при превышении этой величины распознавание звезд и слежение за ними невозможно.

2. РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТА

Для выполнения расчетов необходимо знать параметры КА-помехи. Были приняты следующие значения:

- 1) суммарная площадь панелей СБ $S=16$ м²,
- 2) отклонение от параллельности отдельных элементов панелей СБ, определяющее ширину индикатрисы рассеяния $2\delta \leq 4^\circ$,
- 3) коэффициент отражения элементов панелей СБ $\tau=0,05$.

Проведены расчеты уровня помех и критических расстояний для трех вариантов.

2.1. Излучение Солнца, отраженное от панелей СБ КА-помехи, попадает в пределы конуса углов защиты бленды прибора

Для расчета используется формула (1). Результаты – в табл. 1.

Таблица 1. Освещенность помехи на входе ПЗВ. КА-помеха освещен Солнцем

расстояние R , км	1	2	5	10
освещенность $E_{\text{СБПЗВ}}$ при $2\delta=4^\circ$, лк	40,4	10,1	1,62	0,40

Освещенность помехи превышает принятый за допустимый уровень 2,8 лк при $R < 3,2$ км, критическое расстояние $R_{к1} = 3,2$ км.

2.2. Отраженное от панелей СБ КА-помехи излучение освещенной Солнцем Земли попадает в пределы конуса углов защиты его бленды

Для расчета используется формула (3). Результаты – в табл. 2.

Таблица 2. Освещенность помехи на входе ПЗВ. КА-помеха освещен Землей

расстояние R , км	0,05		0,1	0,2	0,5
освещенность $E_{зпзв}$ при $2\delta=4^\circ$, лк	8,0		1,95	0,49	0,08

Освещенность помехи превышает принятый за допустимый уровень 2,8 лк при $R < 0,07$ км, $R_{к} = 0,07$ км. Отметим, что эти данные относятся к различным типам орбит независимо от высоты.

2.3. Отраженное от панелей СБ КА-помехи излучение Солнца попадает в поле зрения прибора

Освещенность помехи превышает принятый за допустимый уровень 0,3 лк, установленный по результатам специального эксперимента, при $R < 11,2$ км, $R_{к2} = 11,2$ км.

Отметим, что полученные значения критических расстояний в сильной степени зависят от параметров панелей СБ (их площади, коэффициентов отражения и расходимости), заложенные в расчет величины приняты в качестве типового примера и для различных реальных случаев могут значительно отличаться. Так, например, площадь панелей СБ международной космической станции МКС почти в 5 раз превышает заложенное в расчет значение, для таких СБ приведенные выше величины критических расстояний следует увеличить в ~2 раза.

Таким образом, как показывают расчеты, критические расстояния, при которых может происходить нарушение работы ПЗВ в составе рабочего КА из-за влияния другого КА-помехи, находящегося в окрестности рабочего, могут меняться в пределах величин от десятков метров до единиц и десятков километров.

3. ОСОБЕННОСТИ ВЛИЯНИЯ ПОСТОРОННЕГО КА НА РАБОТУ ПЗВ НА ГЕОСТАЦИОНАРНЫХ (ГСО) И СОЛНЕЧНО-СИНХРОННЫХ ОРБИТАХ (ССО)

Проявление влияния постороннего КА на работу ПЗВ зависит от взаимного положения ПЗВ – КА-помеха – Солнце. Рассмотрим ситуацию, когда рабочий КА в процессе орбитального движения ориентирован в орбитальной системе координат так, что его ось Oz направлена в центр Земли, ось Oy – перпендикулярно плоскости орбиты. На ГСО и ССО орбитальное движение синхронизировано с перемещением Солнца (Чернов и др., 2004), поэтому в процессе этого движе-

ния характер изменения углов ПЗВ – КА-помеха – Солнце достаточно наглядный: имеет место синхронизированное наложение трех периодических функций – с периодом одного витка, с периодом сутки и с периодом год. При этом характер наложения этих функций разный для ГСО и ССО из-за того, что орбитальные скорости КА на этих орбитах существенно различаются по величине и по направлению.

Плоскость ГСО близка к плоскости экватора Земли, Солнце в процессе годового движения отклоняется от этой плоскости не более чем на $\pm 23^\circ$. Поэтому ширина шарового пояса на небесной сфере, откуда можно ожидать в течение года солнечный «зайчик» (о котором говорилось в п. 1) на вход ПЗВ, равна $\pm 23^\circ$. Перемещение солнечного «зайчика» относительно КА определяется в первую очередь суточным движением Солнца (см. рис. 2, период витка совпадает с суточным). Абсолютная величина угловой скорости перемещения Солнца в орбитальной системе координат КА составляет 0,25 град./мин. Угол при вершине конуса защиты бленды $2\beta = 80^\circ$, поэтому время прохождения «зайчика» от Солнца по этому конусу может доходить до 320 мин. (см. рис. 2). В случае, если «зайчик» формируется освещенной Солнцем Землей, то это время увеличится за счет большого углового размера Земли (для ГСО $\sim 17^\circ$) и составит 388 мин. Это означает, что если поле зрения ПЗВ или конус защиты его бленды попадают в тот пояс небесной сферы, откуда можно ожидать помеховый «зайчик», то в течение года найдутся несколько следующих друг за другом суток, во время которых в течение указанного времени этот «зайчик» будет нарушать работу ПЗВ.

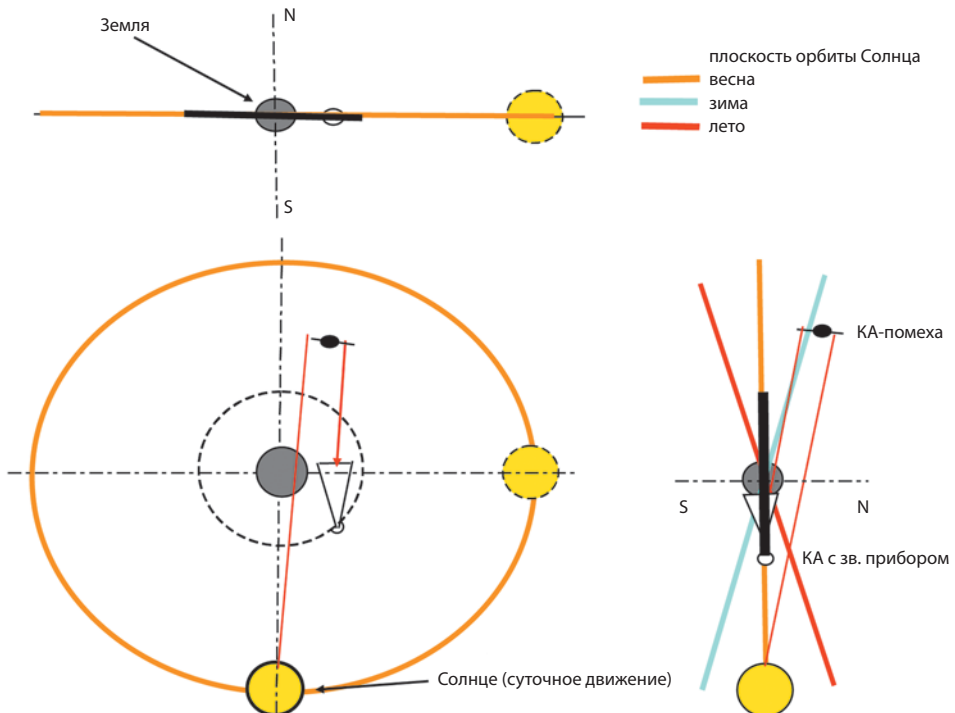


Рис. 2. Действие помехи на геостационарной орбите

Плоскость ССО близка к плоскости полярной орбиты, плоскость которой перпендикулярна плоскости экватора Земли. Перемещение солнечного «зайчика» относительно КА определяется, в первую очередь, орбитальным движением КА (напомним: предполагается, что движение рабочего КА и КА-помехи происходит по одной орбите на малом расстоянии один от другого, см. рис. 3). Поскольку орбитальная угловая скорость КА на ССО ~ 4 град./мин., то время прохождения «зайчика» от Солнца по конусу защиты бленды составит ~ 20 мин. (см. рис. 3). В случае, если «зайчик» формируется освещенной Солнцем Землей (угловой размер $\sim 135^\circ$), то это время увеличится до ~ 54 мин. Т.е. длительность нарушения работы ПЗВ может достигать указанных значений в течение нескольких суток в году на нескольких соседних витках и в такое время, когда угол засветки соответствует опасному значению, если КА-помеха находится на расстоянии меньше критического. При этом моменты времени в сутках и календарные даты, когда помеховое влияние имеет место, каждый год одни и те же.

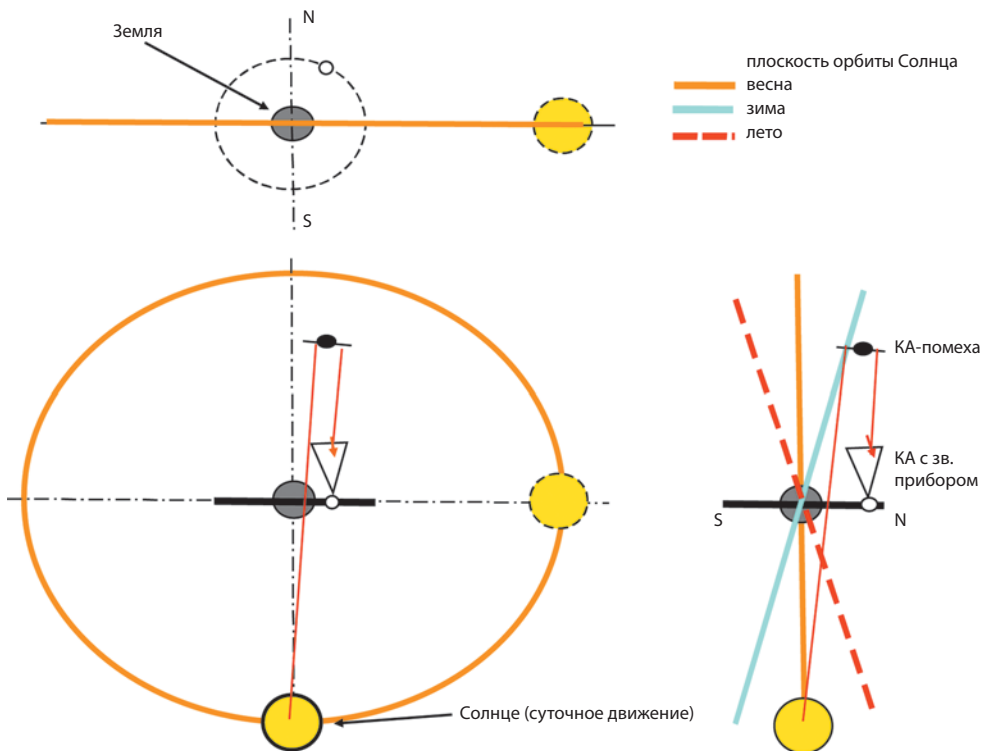


Рис. 3. Действие помехи на солнечно-синхронной орбите

Для других типов орбит, кроме ГСО и ССО, движение КА по орбите не синхронизировано с перемещением Солнца по небесной сфере, поэтому общая картина не столь наглядна, моменты проявления помехового влияния будут плавающими как по времени в течение суток, так и по календарным датам в году.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проведенные расчеты и анализ показывают, что помеховое влияние постороннего КА на работу ПЗВ возможно при нахождении КА-помехи в пределах конуса углов защиты бленды прибора на расстояниях от ПЗВ меньше критических при некоторых определенных положениях КА относительно Солнца или Земли, освещенной Солнцем. Критические расстояния могут составлять от десятков метров до нескольких единиц и десятков километров в зависимости от параметров панелей СБ на КА-помехе и источника освещения – Солнце или Земля, освещенная Солнцем. В рассмотренных условиях нарушения работоспособности ПЗВ могут происходить в некоторые определенные даты и в определенные часы суток в году, длительность нарушения работоспособности – до нескольких десятков и сотен минут.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] *Вальченко С., Сурков Н., Рамм А.* Инспектор на орбите, «Известия», 26.10.2017, с.4.
- [2] *Пец Л.А., Федосеев В.И.* Методы приближенных оценок защищенности приборов звездной ориентации и навигации космических аппаратов от внеполевых источников световых помех, «Оптический журнал», 1998, т.65, № 8, с. 9-21.
- [3] *Ишанин Г.Г. и др.* Источники и приемники излучения. С.-Петербург, «Политехника», 1991, 240 с.
- [4] *Чернов А.А., Чернявский Г.М.* Орбиты спутников дистанционного зондирования Земли. М., Радио и связь, 2004, 200 с.

THE POSSIBILITY TO INFLUENCE ON THE WORK OF STAR TRACKERS BY ANOTHER SPACECRAFT

V.I. Fedoseev

Joint Stock Company Scientific & Production Enterprise «Geofizika-Cosmos»

The calculated estimates of the possibility of influence on the operation of a star tracker located onboard a spacecraft by another spacecraft located in the vicinity of the first are considered. Although such situations are hardly probable, their analysis is of practical interest for instruments that continuously operate on a spacecraft with a long active life, where the requirements for equipment fault tolerance are extremely high. Based on the star trackers' operational documentation and the results of special experiments, the conditions under which this kind of influence can occur were identified, dangerous angles and distances were determined. The examples are given.

Keywords: star trackers, light interference, fault tolerance.

СПОСОБ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ЗВЕЗДНОЙ ОРИЕНТАЦИИ, НЕ ТРЕБУЮЩИЙ ПЕРЕБОРА БОРТОВОГО КАТАЛОГА*

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

¹ Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН)

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

Звездные датчики с матричным фотоприемником являются основным средством космической навигации. Основой идентификации звезд являются их наблюдаемое взаимное положение на изображении и его отождествление с данными бортового каталога. Для нахождения ориентации при неизвестном положении космического аппарата выполняют перебор данных каталога. Другие методы приводят к объемным вычислениям. Предложено формировать признаковое пространство на основе расстояний между звездами и идентифицировать звезду по положению в нем. Проверка показала эффективность этого подхода.

Ключевые слова: звездный датчик, алгоритм определения ориентации, межзвездное расстояние, признаковое пространство.

ВВЕДЕНИЕ

С древних времен люди научились использовать расположение звезд на небе в составе созвездий для навигации. Узнаваемые фигуры этих созвездий много веков служат людям путевказателями. Среди них выделяют навигационные созвездия, которые используют моряки, летчики и космонавты...

Ключевое значение в опознавании созвездий имеет взаимное расположение составляющих их звезд. Этот локальный признак является достаточным для идентификации и определяет узнаваемость созвездий на небе при наблюдениях. Не случайно, в древности люди отождествляли созвездия с изображениями реальных объектов, давали этим созвездиям соответствующие названия и слагали про них легенды, как на рис. 1. Мы пользуемся ими до сих пор.

Основным инструментом для навигационных определений в открытом море многие годы был секстант. Для определения положения судна штурман использовал наблюдения известных звезд, а их координаты брал из звездного каталога. В авиации, при дальних и ночных полетах также широко применялись авиационные секстанты (Воробьев, 1968).

Некоторое время для калибровки навигационной аппаратуры и привязки результатов космической съемки путем синхронной съемки звезд использовались фотокамеры («Салют» на орбите, 1973). Однако никакой оперативности определений при этом быть не могло.

Барке Виктор Владимирович – ведущий программист, tandem422t@mail.ru

Венкстерн Алла Алексеевна – программист, brig137@mail.ru

Котцов Владимир Александрович – научный сотрудник, vladkott@mail.ru

Захаров Андрей Игоревич – старший научный сотрудник, zakh@sai.msu.ru

* – Статья приведена в авторской редакции



Рис. 1. Картины созвездий северного полушария

Ориентация по звездам является сегодня основным методом автономной космической навигации. Датчики звездной ориентации, ранее использовавшиеся для калибровки гироскопов, сегодня их существенно потеснили. Одним из основных средств для навигационных определений сегодня служат звездные датчики на матричных фотоприемниках с встроенными звездными каталогами. Главное их достоинство заключается в том, что один прибор позволяет автономно определить ориентацию сразу по трем координатным осям.

Можно с большой уверенностью сказать, что широкое применение таких звездных датчиков началось с внедрением совместной разработки ИКИ РАН и Карл Цейс Йена приборов «Астро». Комплект из трех таких датчиков отработал на станции «Мир» до ее затопления (Дятлов, Бессонов, 2009).

Конструкция типичного звездного датчика ориентации содержит входную оптику, которая ограничивает поле зрения прибора, матричный фотоприемник и электронный блок определения ориентации, который содержит бортовой каталог с координатами звезд. Разработано множество конструкций датчиков звездной ориентации различного назначения. Многие из них были разработаны в ИКИ РАН (Аванесов и др., 2015). Эффективность их применения зависит

от размера поля зрения звездного датчика, разрешения фотоприемника, звездных величин и числа наблюдаемых звезд, скорости выполнения операций, выбора алгоритма определения ориентации, а также от объема и организации бортового каталога.

АЛГОРИТМЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИИ ПО ЗВЕЗДАМ

Для обеспечения высокой точности определений оптическая часть имеет высокое разрешение, но при этом малое поле зрения, в которое попадает только небольшое число звезд. Это определяет сложность задачи. Функционирование прибора основывается на том, что взаимное положение звезд на небесной сфере остается неизменным, а минимальное наблюдаемое созвездие составляет треугольник, представляющей недеформируемую геометрическую фигуру. Измеренные межзвездные расстояния в каждом таком треугольнике уникальны. Поэтому процесс определения ориентации заключается в наблюдении группы звезд, измерении межзвездных расстояний между ними, сравнении результатов измерений с данными координат звезд из бортового каталога и идентификации звезд по совпадению этих данных, с определением их каталожных координат на небесной сфере. А затем, с учетом положения звезд в поле зрения самого звездного датчика, определяют ориентацию космического аппарата.

Главный недостаток такого подхода заключается в необходимости перебора данных бортового каталога для идентификации звезд и определения ориентации. При большом количестве звезд в каталоге и отсутствии предварительной информации об ориентации космического аппарата этот процесс может занимать неопределенное время.

Разработка программного обеспечения для определения ориентации по изображениям звездного неба, моделирование этой задачи, оптимизация и оценка возможностей началась еще задолго до появления самих звездных датчиков (*Аванесов и др.*, 1983). Появление звездных датчиков с матричными твердотельными фотоприемниками открыло новое направление и в разработке алгоритмов идентификации звезд, использующих векторное описание. Для них были сделаны попытки оценить эффективный угол поля зрения и зависимость необходимого объема бортового каталога от требуемой точности определения положения (*Liebe*, 1995).

Из всего многообразия возможных алгоритмов идентификации звезд широко используют геометрические, как наиболее быстродействующие. Идея геометрических алгоритмов заключается в составлении из звезд, попавших в поле зрения объектива, различных геометрических фигур, в которых в качестве базовых характеристик для распознавания используются межзвездные угловые расстояния, сферические углы, образуемые звездами на небесной сфере, отношения сторон, периметры, площади и прочие характеристики, с последующим сравнением их с таковыми же, но полученными для звезд из каталога, заранее записанными в память компьютера.

Выбор параметров влияет на требования к исходным данным и оперативность получаемых определений. Так алгоритм определения подобия звездных

треугольников по отношению сторон требует значительно большего времени обработки данных, чем алгоритм сравнения межзвездных угловых расстояний, но при этом не требует знания фокусного расстояния (*Гайворонский и др., 2015*).

Основные этапы обработки видеoinформации процессором звездного датчика ориентации и их значение хорошо описаны в статье (*Аванесов, Зиман и др., 2003*). В ней также указано, что структура используемого бортового звездного каталога разбита на 642 сектора, что обеспечивает быстрое определение ориентации при наличии априорной информации о положении аппарата.

Сложность определения ориентации заключается в том, что в поле зрения прибора звездной ориентации попадают только несколько звезд, а положение космического аппарата в момент наблюдения может быть неизвестно. Поэтому традиционным локальным признаком для определения звезд всегда было опознавание созвездий по их форме и нахождение звезды по месту в нем. При этом отбор звезд для распознавания осуществляется на основании критерия максимального правдоподобия путем перебора всех возможных сочетаний, выбираемых из бортового каталога. Многие авторы отмечают трудоемкость выполнения и сложность его реализации (*Кружилов, Шамаев, 2009*).

Технология распознавания звезд на основе перебора звездных треугольников и возникающие при этом проблемы подробно описаны во многих публикациях, например (*Соловьев, 2013*). Очевидно, что использование перебора звезд в каталоге вносит неопределенную задержку определений, даже несмотря на большие скорости процессоров.

АЛГЕБРАИЧЕСКИЕ МЕТОДЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИИ

Многочисленные разработки проводятся для решения задачи ориентации алгебраическими методами, не требующими непосредственного перебора данных бортового каталога звезд.

Для увеличения эффективности идентификации звезд во многих работах был использован метод целочисленного k -векторного поиска в многопараметрической базе данных, который сокращает время поиска, но увеличивает потребность в используемой памяти (*Mortari, Neta, 2000*). Развивая этот подход, был предложен метод пирамиды. Его логика построена на выявлении структур из четырех звезд – пирамиды, которая ассоциируются с определенной звездой (*Mortari, 2004*). Этот метод работает также при наличии ложных звезд.

Применение этих методов требуют больших затрат времени и больших размеров памяти при анализе данных звездного каталога. Производительность этих методов идентификации звезд требует улучшений.

Для решения этих проблем при идентификации звезд была попытка использовать известный метод анализа главных компонент, который позволяет уменьшить число рассматриваемых параметров (*Zhou, Ye, 2015*).

Затем был предложен более эффективный метод распознавания звездных картин с использованием сингулярного разложения векторной матрицы из столбцов полученной в наблюдательной системе и соответствующей векторной матрицы в каталогизированной опорной системе (*Juang, Kim, 2004*). В отличие

от метода главных компонент, который применим только к квадратным матрицам, сингулярное разложение работает и с прямоугольными матрицами.

Оценивался алгоритм отождествления звезд, основанный на геометрической схеме голосования, в которой пара звезд в каталоге голосует за пару звезд на изображении, если угловое расстояние между звездами обеих пар аналогично. Оpozнание каждой звезды на изображении устанавливается идентичностью той звезде каталога, которая получает наибольшее количество голосов (*Kolomenkin и др.*, 2008).

Для сбалансированного использования вычислительных ресурсов и оперативной памяти часто используют комбинацию разных методов из этой группы. Следует отметить, что несмотря на несомненную эффективность этих алгоритмов, все применяемые для звездной ориентации алгебраические методы отличаются своей вычислительной сложностью и высокими требованиями к объему необходимой оперативной памяти.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ДОПОЛНИТЕЛЬНОЙ ИНФОРМАЦИИ

Для повышения эффективности распознавания звезд может также использоваться различная дополнительная информация.

В современных моделях приборов ориентации эффективно используют информацию об угловой скорости космического аппарата путем комплексирования звездного датчика и гироскопа (*Князев, Поздняков*, 2014). Она позволяет прогнозировать вероятные изменения координат и упрощает поиск. Однако это решение неприменимо на начальном этапе выведения или в случае потери ориентации

Векторная постановка задачи звездной ориентации позволяет вводить дополнительную информацию, одновременно получаемую с других приборов ориентации. Есть предложения использования информации от солнечного датчика о направлении на Солнце (Патент РФ 1656323), использования информации, получаемой с датчика местной вертикали (Патент РФ 2376213), а также датчика горизонта. Однако эти средства имеют более низкую точность определений. Кроме того, их введение увеличивают размерность анализируемого пространства признаков, а, соответственно, и вычислительную сложность.

Были также рассмотрены возможности использования характеристик самих звезд для введения ограничения при их выборе. Предложено использовать информацию о спектральном составе излучения наблюдаемых звезд (Патент РФ 2052188), а также предложен для этих целей вариант конструкции звездного датчика с одновременным получением спектральных оценок (Патент РФ 1827545).

Очевидно, что введение дополнительных параметров приводит к усложнению конструкции датчика ориентации и увеличению размерности анализируемых данных.

В исследованиях было также показано, что процедура с использованием информации о звездных величинах требует примерно в 100 раз меньшего числа обращений к бортовому каталогу, чем та процедура, которая использует только межзвездные расстояния. Однако увеличение объема бортовых каталогов и появление систематических ошибок отождествления звездных величин из-за де-

градации оптики и приемника излучения снижает эффективность этого подхода. Кроме того, для его реализации необходимо уметь с малой погрешностью пересчитывать блеск звезд из фотометрических величин, в которых проводятся астрономические наблюдения при создании каталогов, в характеристики чувствительности применяемого звездного датчика (*Бирюков и др.*, 2013).

ПРЕДЛАГАЕМОЕ РЕШЕНИЕ

Главная проблема многих известных нам и широко применяемых способов определения ориентации по звездам, которые основываются на сравнении расстояний между звездами, состоит в том, что все они приводят к необходимости перебора информации бортового каталога.

Для получения наиболее эффективного определения ориентации по наблюдениям звезд без перебора бортового каталога, необходимо изменение самой логики и связанной с ней технологии решения задачи отождествления наблюдаемых звезд с их каталожными данными.

Для решения задачи нахождения звезд нами предложено формировать признаковое пространство на основе межзвездных расстояний и прямо находить в нем наблюдаемые звезды по полученным датчиком оценкам. Измерив межзвездные расстояния и указав по ним положение в признаковом пространстве, мы сразу обнаружим в выбранной точке пространства положение звезды из каталога. Как оказалось, процедура отождествления звезд в признаковом пространстве не требует перебора бортового каталога. Звезда располагается в этом признаковом пространстве там, где ее положение определяют выбранные новые локальные координаты – признаки. Выбрать эти признаки, а в общем случае и их число, можно различным образом, исходя из используемой модели идентификации.

Хотя имеется необычность такого подхода, мы получим некоторое признаковое пространство, в котором все занесенные в каталог звезды будут иметь свое положение. При этом размещение звезд в этом новом пространстве будет отличаться от их наблюдаемого размещения на звездном небе. Особенность этого пространства заключается в том, что измерение локальных признаков – измеренных расстояний между звездами, позволяет сразу и однозначно определять их наблюдаемое положение на небе. Кроме того, в случае ошибок измерений звезда может быть найдена в признаковом пространстве в пределах заданной области ошибок, что невозможно в случае поиска звезд перебором каталога.

Сущность предлагаемого нами технического решения заключается в том, что вместо нахождения подобия конфигураций звездных узоров, осуществляется переход от глобального реального пространства измерений наблюдаемых звездных координат к локальному признаковому пространству расстояний между звездами, в котором их реальные пространственные координаты выполняют роль зависимых параметров этих звезд. Возможны разные варианты выбора локальных параметров – признаков.

Несмотря на некоторую экзотику нашего способа нахождения звезд, предложенное решение имеет то же обоснование, что и широко используемые методы с перебором данных бортового каталога.

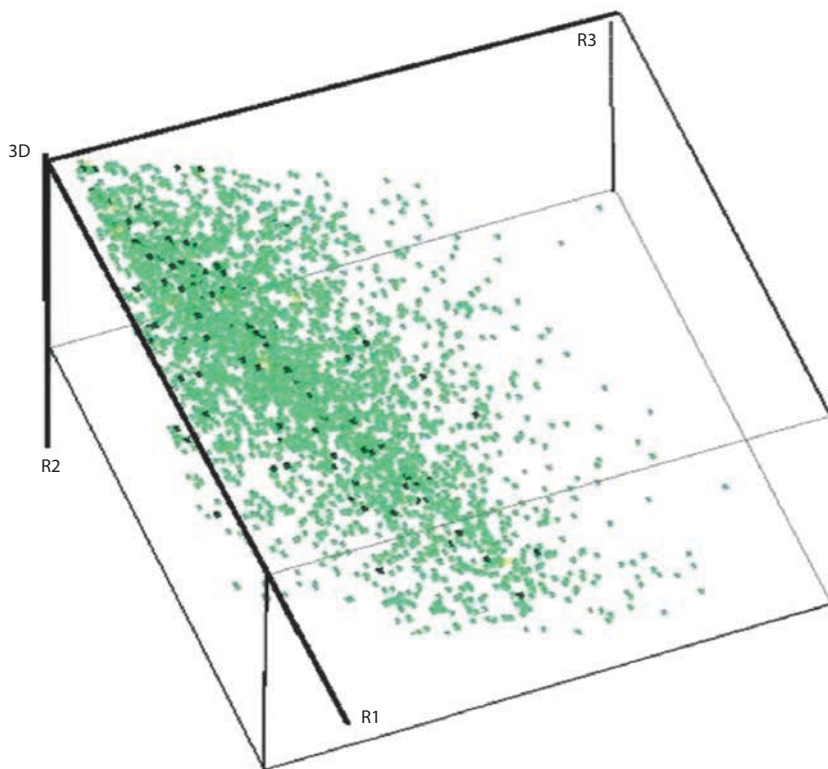


Рис. 2. Размещение звезд в признаковом пространстве расстояний

Для подтверждения реализуемости такого решения было выполнено моделирование трехмерного признакового пространства на основе звезд из каталога Тихо, и произведена оценка эффективности его использования для звездной ориентации. Экспериментальная проверка показала работоспособность такого подхода.

В качестве иллюстрации предлагаемого способа на рис. 2 точками показано распределение выборки звезд из каталога Тихо $< 5,6$ звездной величины в трехмерном признаковом пространстве, построенном на координатах межзвездных расстояний. Здесь R1 – расстояние от опорной звезды до первой ближайшей звезды, R2 – расстояние от опорной звезды до второй ближайшей звезды, R3 – расстояние между первой и второй ближайшими звездами. Размещение звезд в данном признаковом пространстве имеет форму вытянутого в диагональном направлении облака.

При моделировании было отмечено наличие незначительного числа звезд, совпадающих по координатам. На рис. 2 зелеными точками показано размещение отдельных звезд, а черными точками выделены группы звезд, попавшие в одну точку признакового пространства при используемом разрешении. Дальнейший анализ показал, что число совпадающих по координатам звезд уменьшается с увеличением разрешения фотоприемника.

Эта технология навигационных определений по изображениям участков звездного неба впервые рассматривалась на Всероссийской конференции по навигации в ГосНИИАС (*Барке и др.*, 2017).

Для получения эффективного нахождения звезд, большое значение также имеет структура организации бортового каталога. Она должна соответствовать предложенной многомерной модели признакового пространства. Имеет значение и выбор измеряемых параметров – расстояний в качестве признаков, локальных координат звезд. Координаты звезды в каталоге будет определяться тройкой чисел – расстояниями до первой ближайшей звезды, расстоянием до второй из ближайших звезд и расстоянием между этими ближними звездами, например. При выборе звезд для составления бортового каталога для них вводятся ограничения. Таким ограничением может быть минимальное значение звездной величины или требуемое минимальное число звезд, наблюдаемых в поле зрения звездного датчика, например.

Оценка работоспособности такого решения показала, что предлагаемый подход позволяет повысить скорость и эффективность навигационных определений при использовании звездной ориентации. По результатам экспериментов технология предлагаемого способа определения автономной звездной ориентации была защищена патентом (Патент РФ 2638077).

Надо заметить, что рассмотренный в примере реализации набор параметров признакового пространства может быть выбран и другим, соответственно модели распознавания. Кроме того, размерность признакового пространства можно увеличить. Но такое увеличение, соответственно, повысит и объем бортового звездного каталога.

ВЫВОДЫ

Для реализации предложенного способа не требуется выполнять перебора данных каталога для идентификации звезды. Исключается также необходимость использования сложных алгоритмов при бортовых вычислениях.

Выполнение операций описанного способа непосредственно определяет положение звезды в признаковом пространстве расстояний по результатам наблюдений и позволяет выполнять отождествление со звездами бортового каталога. Появляется дополнительная возможность определения положения звезд при наличии ошибок измерений, в пределах области допустимой ошибки.

Описанные процедуры существенно упрощают процесс определения ориентации и сокращают время, необходимое для определения ориентации. Повышается оперативность и надежность навигационных определений при выводе на орбиту, потере ориентации и выполнении маневров.

Все операции предложенного способа легко реализуются в структуре блоков электроники современных звездных датчиков существующими средствами. Не требуется использование мощных вычислительных систем и большой оперативной памяти для выполнения поиска звезд при ориентации.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] *Аванесов Г.А., Алексашин Е.П., Алексашина Г.А., Балебанов В.И., Зиман Я.Л., Красиков В.А., Снеткова Н.И.* Математическое обеспечение определения ориентации КА по изображениям звездного неба. Оптико-электронные приборы в космических экспериментах // М. Наука, 1983
- [2] *Аванесов Г.А., Бессонов Р.В., Форш А.А., Куделин М.И.* Анализ современного состояния и перспектив развития приборов звездной ориентации семейства БОКЗ // Изв. ВУЗов. Приборостроение, 2015, т.58, № 1
- [3] *Аванесов Г.А., Зиман Я.Л., Красиков В.А., Снеткова Н.И., Собчук В.Г., Форш А.А.* Алгоритмы определения ориентации космического аппарата по бортовым астроизмерениям // Изв. ВУЗов. Приборостроение, 2003, т.47, № 4
- [4] *Барке В.В., Венкстерн А.А., Захаров А.И., Котцов В.А.* Быстрый поиск звезд при навигационных определениях // Третья Всероссийская научно-техническая конференция «Навигация, наведение и управление летательными аппаратами» // Москва, ГНЦ РФ ФГУП «ГосНИИАС» 2017
- [5] *Бирюков А.В., Захаров А.И., Никифоров., М.Г., Николаев Ф.Н., Прохоров М.Е., Тучин М.С.* Эффективность методов распознавания звездных конфигураций путем сравнения пар звезд с использованием и без использования информации о блеске звезд // Механика, управление и информатика. 2013. № 13.
- [6] *Воробьев Л.М.* Астрономическая навигация летательных аппаратов // Изд. Машиностроение, 1968 г.
- [7] *Гайворонский С.В., Русина Е.В., Цодокова В.В.* Идентификация звезд при определении астрономических координат автоматизированным зенитным телескопом // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики Том 15, № 1, 2015 г.
- [8] *Дятлов С.А., Бессонов Р.В.* Обзор звездных датчиков ориентации космических аппаратов // Сборник трудов Всероссийской научно-технической конференции «Современные проблемы определения ориентации и навигации космических аппаратов». М.: ИКИ РАН, 2009
- [9] *Князев В.О., Поздняков А.А.* Повышение вероятности распознавания звезд путем комплексирования звездного датчика и МЭМС – гироскопа // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение. 2014. № 1
- [10] *Кружилов И.С., Шамаев О.Ю.* Алгоритм селекции звезд по постоянству угловых расстояний // Программные продукты и системы № 3, 2009 г.
- [11] Патент РФ 1656323. *Аванесов Г.А., Зиман Я.Л., Коган А.Ю., Хейфец В.Н., Красиков В.А.* Способ определения координат звезд звездным датчиком, установленным на космическом аппарате, при каталогизации звезд неба.
- [12] Патент РФ 1827545. *Чиков К.Н., Котцов В.А., Красавцев В.М., Сандаков А.Н., Гуд В.В.* Звездный датчик.
- [13] Патент РФ 2052188. *Зиман Я.Л., Котцов В.А.* Способ идентификации точечных объектов.
- [14] Патент РФ 2376213. *Денисов К.И., Бабилов С.М., Гапон В.А., Литовченко Ц.Г., Мисник В.П., Яковенко Ю.П.* Способ ориентации и автономной навигации космического аппарата системы мониторинга Земли.
- [15] Патент РФ 2638077. *Барке В.В., Венкстерн А.А., Захаров А.И., Котцов В.А.* Способ определения ориентации по изображениям участков звездного неба.

- [16] *Соловьев И.В.* Алгоритмы оценки ориентации и угловой скорости космического аппарата с помощью звездного датчика // *Авиакосмическое приборостроение* № 7, 2013 г.
- [17] «Салют» на орбите // М: Машиностроение, 1973, 160 с.
- [18] *Juang J.-N., Kim H.-Y., Junkins J.L.* An Efficient and Robust Singular Value Method for Star Pattern Recognition and Attitude Determination // *The Journal of the Astronautical Sciences*, Vol. 52, No. 1-2, 2004
- [19] *Kolomenkin M., Polak Sh., Shimshoni I., Lindenbaum M.* A Geometric Voting Algorithm for Star Trackers // *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*. Vol. 44, Issue 2, 2008
- [20] *Liebe C.C.* Star trackers for attitude determination // *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, 10 (6), 1995
- [21] *Mortari D., Samaan M.A., Bruccoleri Ch., Junkins J.L.* The Pyramid Star Identification Technique // *Navigation* Том 51, Номер 3, 2004
- [22] *Mortari D., Neta B.* K-vector range searching techniques / *Spaceflight mechanics*, 2000, 449-463
- [23] *Zhou F., YeT.* Lost-in-Space Star Identification Using Planar Triangle Principal Component Analysis Algorithm // *Hindawi Publishing Corporation Mathematical Problems in Engineering*, Vol. 2015.

THE METHOD OF DETERMINING STELLAR ORIENTATION NOT REQUIRING CHECK OF ON-BOARD CATALOG

V.V. Barke¹, A.A. Venkstern¹, V.A. Kottsov¹, A.I. Zakharov²

¹ Space Research Institute of the Russian Academy of Sciences (IKI)

² Sternberg Astronomical Institute of Lomonosov Moscow State University

Star sensors with a matrix photodetector are the main means of space navigation. The basis for the identification of stars is their observed relative position in the image and its identification with the data of the on-board catalog. To find the orientation at an unknown position of the spacecraft, the catalog data is searched. Other methods lead to bulk calculations. It is proposed to form a characteristic space based on the distances between the stars and to identify the star by its position. The test showed the effectiveness of this approach.

Keywords: star sensor, the algorithm for determining the orientation, interstellar distance, characteristic space.

Barke Victor Vladimirovich – lead programmer, tandem422t@mail.ru

Venkstern Alla Alekseevna – programmer, brig137@mail.ru

Kottsov Vladimir Aleksandrovich – researcher, vladkott@mail.ru

Zakharov Andrey Igorevich – research scientist, zakh@sai.msu.ru

МЕТОДИКА ОБРАБОТКИ СИСТЕМЫ ВИЗУАЛЬНОЙ НАВИГАЦИИ И ДЕТЕКТИРОВАНИЯ УГРОЗ, РАЗРАБОТАННОЙ НА БАЗЕ УНИФИЦИРОВАННЫХ ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ МОДУЛЕЙ

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

АО «Российские космические системы»

В данной статье рассматриваются виды функциональных наземных испытаний системы визуальной навигации и детектирования угроз посадочных модулей автоматических космических аппаратов, предназначенных для исследования планет и спутников Солнечной системы. Представлена возможность проведения испытаний независимо от аппаратуры для подтверждения выполнения поставленных перед ней функциональных задач, в связи с разработкой системы на базе унифицированных функциональных модулей. Приведены структуры стенда программно-математического моделирования и комплексного стенда.

Ключевые слова: космический аппарат, посадочный модуль, система визуальной навигации, детектирование угроз, наземные испытания, функциональные испытания, унификация, моделирование, математическое моделирование, программное моделирование, стенды, комплексные испытания, ТВ-камеры, лидар.

В настоящее время разрабатывается ряд автоматических космических аппаратов (АКА) для изучения и исследования планет и спутников Солнечной системы. В состав посадочных модулей таких АКА должна входить система визуальной навигации и детектирования угроз (СВНДУ) для осуществления безопасной посадки. Назначение СВНДУ заключается в формировании поддерживающей навигационной информации и информации об оценке зоны посадки для бортового комплекса управления АКА. Работа системы должна осуществляться на участках орбитального полета на низких орбитах и снижения при посадке. В качестве измерительных приборов применяются оптические камеры и лазерный дальномер.

Как и любая другая система АКА, СВНДУ является сложным программно-аппаратным комплексом, контроль за процессом разработки которой должен осуществляться в соответствии с принципами системного инжиниринга (*Косяков и др.*, 2014; *Волохов*, 2008). Системный инжиниринг – комплексная методология, которая отвечает за создание и выполнение различных работ, необходимых для удовлетворения всех требований, накладываемых на СВНДУ. Основой методологии является V-модель жизненного цикла любого программно-аппаратного комплекса. В ее принцип закладываются следующие определяющие факторы:

- детализация системы осуществляется слева направо с течением времени;
- тестирование осуществляется для каждого уровня детализации;
- возврат от правой грани к левой осуществляется по горизонтали, что показывает насколько сильно влияют результаты тестирования на архитектуру, качество и процесс создания системы.

Рябогин Николай Владимирович – зам. генерального конструктора по ПМО, *n.ryabogin@gmail.com*
Кошелев Андрей Юрьевич – начальник отдела, *mrkoshelev@yandex.ru*
Пронина Елена Борисовна – начальник отдела, *e.b.yashina@yandex.ru*

В связи с этим СВНДУ в процессе всего жизненного цикла подвергается большому количеству наземных функциональных испытаний (Микрин, 2003; Сыров, 2011; Жариков и др., 2012; Трифонов и др., 2018). Место, занимаемое данными испытаниями в упрощенной модели жизненного цикла создания, представлено на рис. 1.

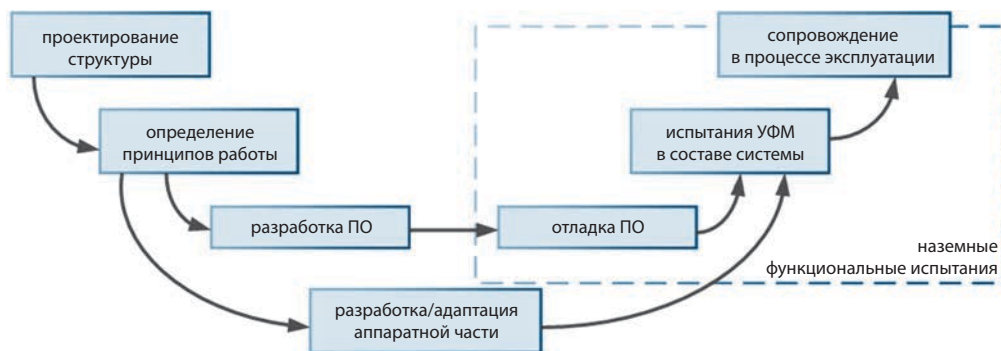


Рис. 1. Упрощенная модель жизненного цикла

Наземные функциональные испытания являются одним из ключевых этапов разработки системы, т.к. от них зависит качество получаемой системы и выполнения миссии в целом. Данные испытания направлены как на подтверждение работоспособности и реализации всех требуемых функций разрабатываемой системы, так и на выявление недостатков в процессе отладки и отработку сопровождения в процессе эксплуатации.

Для реализации принципов V-модели методологии системного инжиниринга при разработке СВНДУ применяется модельно-ориентированное проектирование (Джонс и др., 2013), которое позволяет на ранних этапах получить прототип системы для испытаний и отработки, с точки зрения функционирования алгоритмов и методов, закладываемых в программное обеспечение.

К рассмотрению предлагается СВНДУ, организованная в виде модульной масштабируемой распределенной вычислительной сети с использованием унифицированных функциональных модулей (УФМ). Архитектура такой системы приведена на рис. 2. Использование УФМ предполагает, что каждый модуль обладает унифицированным интерфейсом и общесистемным программным обеспечением (ОПО), выполняющим функции операционной системы (ОС), а также включает в себя специальное программное обеспечение, реализующее определенные функции (СПО).

Основные задачи СВНДУ решаются с помощью СПО (формирование навигационной информации по данным от ТВ-камер, управление режимами работы приборов из состава системы, определение угроз при посадке по данным лазерного дальномера), которое при правильной организации является аппаратно-независимым. Такое абстрагирование СПО позволяет проводить независимую от остальных частей УФМ отработку СПО за счет использования программно-математического моделирования в ускоренном масштабе времени.

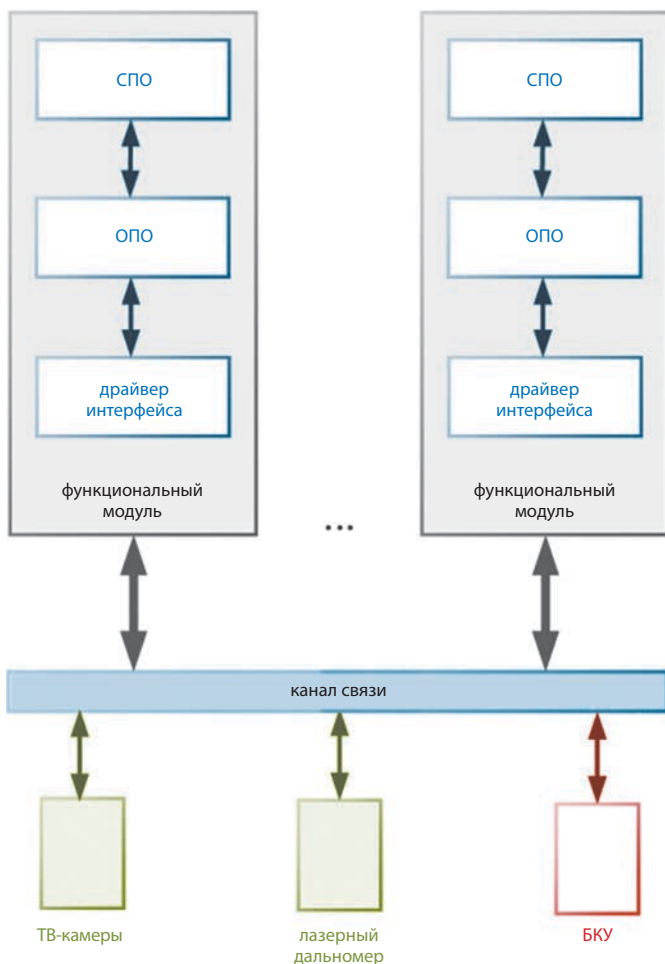


Рис. 2. Архитектура СВНДУ на базе УФМ

Предлагается разделить функциональные испытания на следующие виды:

- отладка СПО;
- отработка программно-аппаратного взаимодействия УФМ;
- проверка функционирования системы в целом.

Общий состав функциональных испытаний и их отличительные особенности представлены на рис. 3.

Одним из видов наземных функциональных испытаний являются функциональные полунатурные испытания на комплексном стенде (КС). В связи с тем, что испытания на нем осуществляются в реальном масштабе времени, для подтверждения функционирования во всех режимах и отработка всех возможных ситуаций занимает огромное количество времени. Кроме того, в условиях полунатурных испытаний существует проблема технической сложности реализации условий испытаний, в связи с чем не может быть достигнута необходимая полнота проверок по технико-экономическим соображениям.

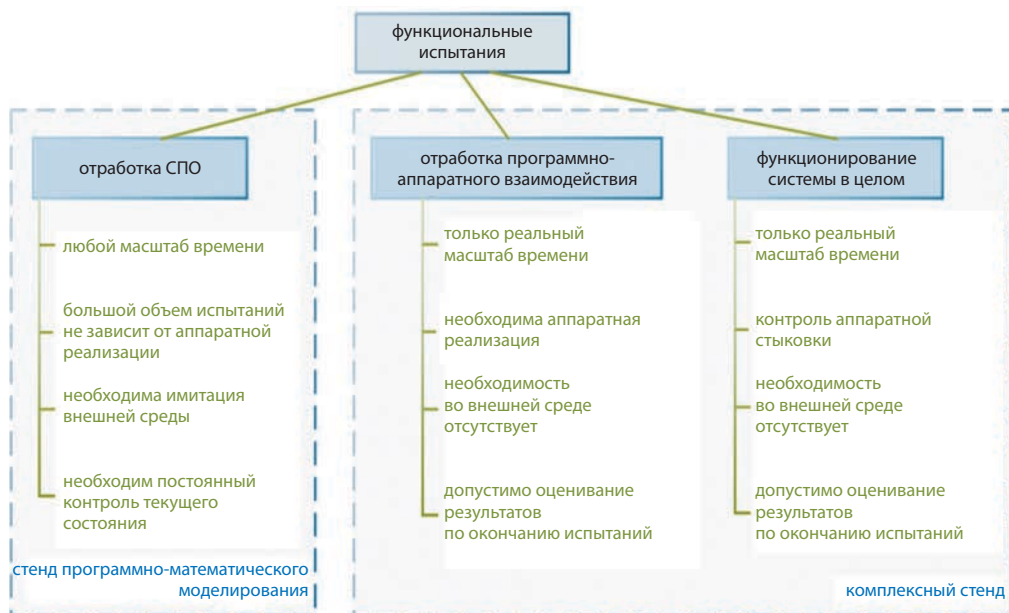


Рис. 3. Типы функциональных испытаний и их особенности

Для отладки СПО должны быть разработаны специальные стенды программно-математического моделирования (СПММ) на базе программных имитаторов функциональных модулей, в которых отсутствуют недостатки КС. СПММ разрабатываются в соответствии с принципами МОП. Такие стенды позволят провести автономную отработку функционирования и взаимодействия алгоритмов СПО как внутри одного УФМ, так и между СПО УФМ всей СВНДУ, а также с внешней средой, с бортовым комплексом управления АКА, ТВ-камерами и лазерным дальномером, которые имитируются с помощью различных программно-математических моделей. Структура стенда программно-математического моделирования приведена на рис. 4.

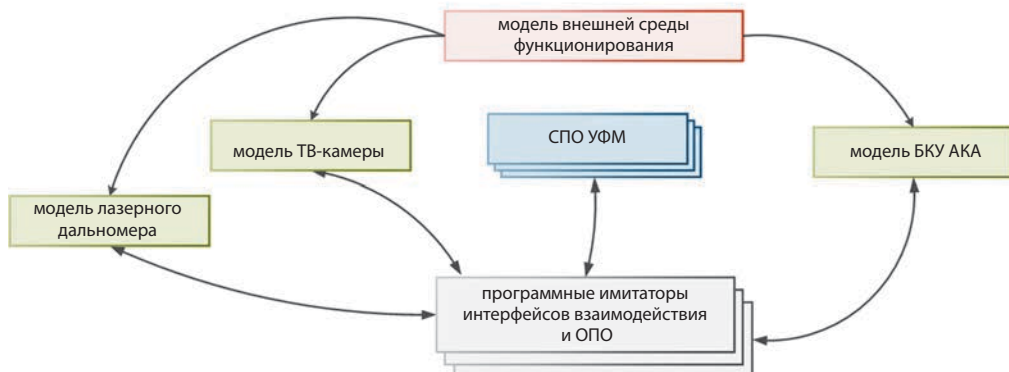


Рис. 4. Структура стенда программно-математического моделирования

Средства стендов программно-математического моделирования должны обеспечивать:

- отработку всех реализуемых СПО функций;
- контроль состояния и параметры СПО в каждый момент времени,
- имитацию любых ситуаций, в том числе таких, реализация которых технически невозможна на комплексном стенде;
- имитацию функционирования в «замкнутом» контуре за счет моделирования внешней среды;
- имитацию реальной циклограммы работы;
- имитацию взаимодействия по реальным каналам связи;
- моделирование в ускоренном масштабе времени и, следовательно, исследование поведения СПО на продолжительном интервале времени.

Таким образом, к моменту получения аппаратной реализации УФМ будет получена работоспособная версия СПО, прошедшая испытания на СПММ, функционирующая в соответствии с требованиями и нормативными документами.

Кроме того, на основе таких стендов разрабатываются стенды сопровождения, которые позволяют контролировать и отслеживать состояние СВНДУ в процессе эксплуатации. Т.к. любая ситуация может быть симитирована и дополнительно диагностирована средствами стенда для определения последствий и возможностей по устранению выявленных неисправностей.

Поскольку СПО функционально обрабатывается в основном на стендах программно-математического моделирования, то при проведении испытаний на КС основное внимание должно быть уделено программно-аппаратной и аппаратной стыковкам УФМ в составе СВНДУ, а с точки зрения функционирования по назначению испытания могут быть ограничены особо важными режимами работы УФМ и СВНДУ в целом. Структура комплексного стенда приведена на рис. 5.

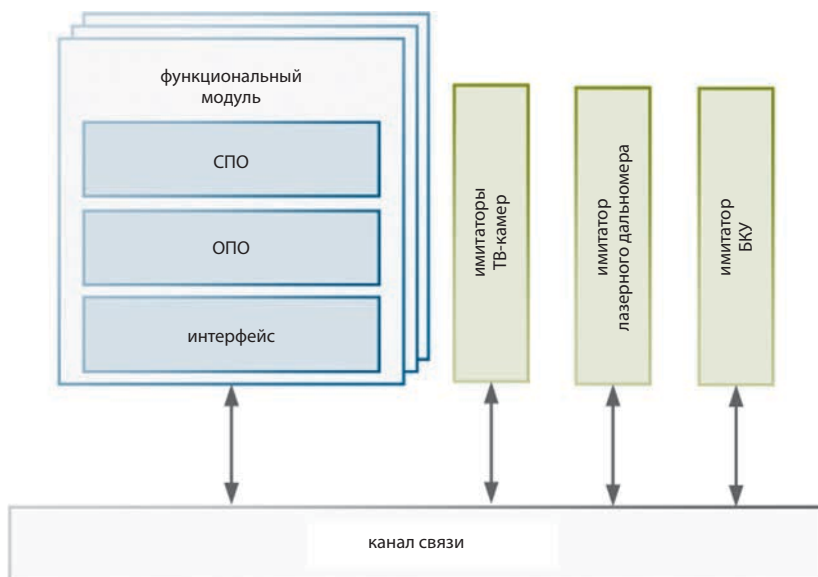


Рис. 5. Структура комплексного стенда

Следует учитывать, что реализация внешней среды функционирования в условиях комплексного стенда невозможна, в связи с этим испытания проводятся в «разомкнутом» контуре.

В дальнейшем полученные на предыдущих проектах разработки изделий унифицированные функциональные модули могут быть использованы в других СВНДУ с уменьшенным объемом испытаний: такой модуль не требует отработки программно-аппаратной и аппаратной стыковки. Так, для получения СВНДУ достаточно собрать в новой конфигурации имеющиеся модули и загрузить соответствующее ПО для их взаимодействия. Для решения задач СВНДУ для конкретного АКА в дополнение к имеющимся разрабатываются новые модули. В таком случае обрабатываются в полном объеме только новые УФМ и проводятся испытания, подтверждающие корректное функционирование СВНДУ в целом, основной объем которых при этом проводится на стендах программно-математического моделирования.

Таким образом, методика отработки СВНДУ представляется следующим образом:

- отработка СПО всех УФМ в ускоренном масштабе времени на стендах программно-математического моделирования, которая включает в себя:
 - отладку реализации поставленных перед СПО задач;
 - отработку функционального контроля и парирования нештатных ситуаций;
 - отладку взаимодействия между составными частями, входящими в состав СПО;
 - отладку взаимодействия с моделями БКУ, ТВ-камер и лазерного дальномера;
- функциональные испытания на комплексном стенде в реальном масштабе времени, которые включают в себя:
 - отработку программно-аппаратного взаимодействия новых функциональных модулей;
 - проверку функционирования системы в целом в особо важных режимах.

Приведенный подход функциональных наземных испытаний СВНДУ, разработанных на базе УФМ, позволяет:

- оптимизировать время, выделяемое на отладку и отработку функционирования новой СВНДУ;
- проводить испытания ПО УФМ и СВНДУ в целом параллельно с разработкой аппаратной части.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] *Косяков.А, Уильям Н. Свит, Сэмюэль Дж. Сеймур, Стивен М. Бимер* Системная инженерия. Принципы и практика. – М.: ДМК Пресс, 2014.
- [2] *Дуг Джонс (Doug Jones), Брайн Маккей (Brian McKay)* перевод: Юрий Орлов Модельно-ориентированное проектирование систем управления: моделирование и тестирование до реализации в аппаратуре. – Control Engineering Россия #4 (46), 2013. С. 50-52.

- [3] *Микрин Е.А.* Бортовые комплексы управления космическими аппаратами и проектирование их программного обеспечения. – М.: Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2003. 336 с.
- [4] Проектирование и испытание бортовых систем управления: Учебное пособие / Под редакцией А.С. Сырова. – М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2011. 344 с.: ил.
- [5] *Жариков В.Н., Пичкалев А.В.* Проблемы отработки программного обеспечения бортовой радиоэлектронной аппаратуры // Вестник СибГАУ. 2012. Вып. 1 (41). С. 16-17.
- [6] *Трифонов О.В., Ярошевский В.С.* Стенд для отладки бортового программного обеспечения космического аппарата // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. 2018. № 106 12 с.

METHOD OF TESTING THE VISUAL NAVIGATION AND HAZARD DETECTION SYSTEM, DESIGNED ON THE BASIS OF UNIFIED FUNCTIONAL MODULES

N.V. Ryabogin, A. Yu. Koshelev, E.B. Pronina

Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russia

This article discusses the types of functional tests of visual navigation and hazard detection system for automatic spacecraft landing modules intended for exploration of planets and satellites of the Solar system. The possibility of testing independently on the hardware to confirm the implementation of functional tasks assigned to the system in connection with its designing on the basis of unified functional modules is presented. The structures of the software and mathematical modeling stand and the complex stand are given.

Keywords: spacecraft, landing module, visual navigation system, detection of threats, ground testing, functional testing, standardization, modeling, mathematical modeling, simulation, stands, integrated testing, TV cameras, lidar.

Ryabogin Nikolaj Vladimirovich – deputy chief designer for software, *n.ryabogin@gmail.com*

Koshelev Andrej Yur'evich – head of department, *mrkoshelev@yandex.ru*

Pronina Elena Borisovna – head of department, *e.b.yashina@yandex.ru*

ВОПРОСЫ СОЗДАНИЯ ОПТИЧЕСКИХ СРЕДСТВ ИНФОРМАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЗАДАЧ СТЫКОВКИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

В.А. Гришин

Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН)
Московский Государственный Технический Университет имени Н.Э. Баумана (МГТУ),

В статье рассмотрены некоторые вопросы создания оптических средств информационного обеспечения задач стыковки кооперирующих космических аппаратов. В частности, рассмотрены вопросы выбора структуры и аппаратного состава системы информационного обеспечения исходя из требований по точности измерений и условий функционирования. Рассмотрены также вопросы, связанные с использованием пассивных и активных мишеней. Показано, что выбор параметров системы реализуется в виде компромисса в системе противоречивых требований.

Ключевые слова: системы стыковки кооперирующих космических аппаратов, выбор структуры и оптимизация параметров

ВВЕДЕНИЕ

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

Для решения задач информационного обеспечения процессов стыковки космических аппаратов длительное время использовались радиотехнические системы (в частности – системы «Игла», «Курс»). Такие системы имеют довольно большие габариты, вес, а также потребляемую мощность. Например, система «Курс» на активном космическом аппарате (КА) весит 93 кг и потребляет 240 Вт (Зубов и др., 2014). Кроме того, в случае сложной пространственной конфигурации объекта, с которым происходит стыковка, возникают заметные отражения сигнала от элементов конструкции, которые могут приводить к сбоям в процессе измерений. В связи с указанными недостатками развиваются системы информационной поддержки процесса стыковки, работающие в оптическом диапазоне.

СТЫКОВКА С КООПЕРИРУЮЩИМ И НЕКООПЕРИРУЮЩИМ ОБЪЕКТАМИ

Вообще говоря, аппаратура стыковки по характеру объекта, с которым производится стыковка, может быть разделена на два больших класса – аппаратура стыковки с кооперирующими объектами и аппаратура стыковки с некооперирующими объектами. В первом случае объект, с которым осуществляется стыковка,

оснащается специальными устройствами или приборами, которые используются в процессе стыковки. Во втором случае объект таких устройств не имеет. В настоящее время активно развивается направление стыковки с некооперирующими объектами. Это обусловлено тем, что результаты исследований в этом направлении имеют самый широкий спектр практических приложений, включающий в себя задачи посадки на планеты и тела Солнечной системы, задачи посадки летательных аппаратов (самолетов и вертолетов) как на подготовленные, так и на неподготовленные площадки, задачи навигации летательных аппаратов и наземных, а также космических роботов и т.д. По этой причине такая тематика хорошо финансируется. В то же время задача стыковки с кооперирующими космическими аппаратами имеет гораздо меньшую область применения, гораздо хуже финансируется. Соответствующая аппаратура для информационного обеспечения процесса стыковки с кооперирующими объектами получается гораздо более простой, легкой, малогабаритной, экономичной и дешевой. Последнее обстоятельство очень сильно уменьшает привлекательность разработки таких систем для потенциальных исполнителей.

Однако, если рассматривать задачи стыковки с очень дорогими, уникальными космическими аппаратами, то здесь выходят на первый план уже другие соображения. В качестве такого очень дорогого и уникального космического аппарата можно рассматривать, например, Международную космическую станцию. В этом случае резко возрастают требования к надежности функционирования систем стыковки, включая подсистему информационного обеспечения этого процесса. И в этом случае системы стыковки с кооперирующими и некооперирующими объектами существенно различаются по показателям надежности. Во-первых, системы стыковки с некооперирующим объектами обладают существенно большей аппаратной сложностью, в частности наличием многорежимных лазерных сканеров достаточно высокого разрешения, что само по себе уменьшает надежность аппаратуры. Во-вторых, алгоритмы обработки информации, решающие как задачи проведения измерений, так и задачи распознавания образов, во много раз сложнее алгоритмов измерения, использующихся в системах стыковки с кооперирующими объектами. Мало того, сами по себе методы распознавания не являются в достаточной степени надежными, поскольку чувствительны к расстоянию, ракурсу наблюдения, вариациям условий освещения, изменению внешнего вида самого объекта, с которым происходит стыковка. Даже при благоприятных условиях вероятность правильного распознавания оценивается в лучшем случае величиной максимум 90–95%. Особенно сильно эта величина контрастирует, например, с надежностью измерений звездных датчиков – 99 целых и еще много девяток после запятой процентов.

Таким образом, если рассматривать задачу информационного обеспечения процесса стыковки с уникальными и очень дорогими космическими аппаратами, то несомненными преимуществами обладают системы стыковки с кооперирующими аппаратами, поскольку при этом обеспечивается существенно большая надежность измерений, устойчивость к изменению условий освещения, к изменению внешнего вида самого объекта (например, установка дополнительных модулей, солнечных батарей и т.д.) существенно меньшая чувствительность процессов измерения к расстоянию и ракурсу наблюдения.

ТЕЛЕВИЗИОННЫЕ ДАТЧИКИ В КОМПЛЕКСЕ ИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ ПРИБОРОВ

Если рассматривать телевизионные измерительные системы, то при разработке таких систем целесообразно опираться на большой опыт создания звездных датчиков, поскольку при этом может быть использован практически весь тот задел, который в настоящее время используется при разработке, изготовлении и тестировании таких датчиков. Именно этот путь был выбран Европейским космическим агентством при создании видеометра для автоматического транспортного корабля (Automated Transfer Vehicle – ATV), Жюль Верн (Jules Verne). Видеометры использовались в 2008–2014 гг. на транспортных кораблях ATV-1–ATV-5. По информации от фирмы-производителя в общей сложности был изготовлен 41 летный образец видеометра. Такие видеометры устанавливались также на космических аппаратах, изготовленных в Японии и в США. Видеометр был разработан и изготовлен французской фирмой Sodern, одним из признанных мировых лидеров в области изготовления звездных датчиков. Видимо, именно это обстоятельство и сыграло свою роль в существенно большем успехе европейского видеометра по сравнению с американской системой аналогичного назначения Advanced Video Guidance Sensor (AVGS) и ее усовершенствованной версией Next Generation Advanced Video Guidance Sensor (NGAVGS).

Традиционно, для информационного обеспечения процесса стыковки используются телевизионные измерительные системы, а также лазерные сканеры (лидары, телегонометры). Для обеспечения независимости функционирования системы от условий освещения в телевизионных измерительных системах используется лазерная подсветка. При этом необходимо засвечивать весь пространственный конус, соответствующий углам зрения камеры. Необходимая для этого мощность излучения (а, следовательно, и потребляемая мощность) очень быстро растет с увеличением расстояния и достигает неприемлемых величин на расстоянии большем нескольких сотен метров. Для проведения измерений на больших расстояниях используются лазерные сканеры, в которых засвечивается очень маленький пространственный угол, соответствующий угловому разрешению сканера. При этом поиск цели и измерение расстояния до нее осуществляется путем сканирования пространства, на что требуется определенное время. Кроме того, лазерные сканеры позволяют существенно более точно измерять расстояние до цели времяпролетным или фазовым методом на средних и больших дистанциях, чем телевизионные измерительные системы. Радиус действия бортовых лидаров также ограничивается излучаемой (а более точно – потребляемой) мощностью и на практике имеет порядок 3–5 км. Значительное увеличение радиуса обнаружения целей возможно при использовании для этой цели тепловых инфракрасных камер, работающих в спектральном диапазоне 10 мкм. При этом обнаружение возможно на расстоянии, как минимум 30–40 км. Это связано с тем, что космические аппараты, включая МКС, имеют среднюю температуру корпуса порядка 10–20°C (на орбите вокруг Земли). Т.е. имеют очень высокий контраст по сравнению с фоном – космическим пространством, имеющим температуру 2,7° Кельвина. При наличии ИК камеры, можно отказаться от использования лазерного сканера (лидара). При этом повышение точности измерения расстояния телевизионными датчиками на больших дальностях может быть достигнуто за счет усреднения большого числа измерений на интервалах, когда не задействованы

реактивные двигатели, меняющие величину радиальной скорости. Другой путь – использование несканирующего лазерного дальномера с дальностью действия 3–4 км – рис. 1. Конструкция несканирующего лазерного дальномера существенно проще, чем лазерного сканера, также выше и надежность. Возможно также совмещение функций устройства подсвета камеры, работающего в импульсном режиме, и источника излучения лазерного сканера. Сравнение характеристик датчиков приведено в табл. 1

Таблица 1. Сравнение характеристик датчиков

тип датчика	дальность действия	что ограничивает дальность	измеряемые параметры	примечания
телевизионная камера с подсветом	до сотен метров	мощность подсвета (потребляемая мощность)	расстояние, три угла на малых дальностях – дополнительно измеряется поперечное смещение	регистрация отраженного излучения объекта; подсвечивание широкого конуса, покрывающего поле зрения камеры; при увеличении дальности точность измерения расстояния существенно ухудшается
лазерный сканер (лидар)	до 3–5 км	мощность излучения лазера (потребляемая мощность)	расстояние, направление (два угла)	регистрация отраженного излучения объекта; подсвечивание узкого конуса, соответствующего элементу разрешения сканера; требуется время на сканирование всего поля зрения; используется, в том числе в связи с тем, что точность измерения расстояния телевизионными камерами на больших дальностях невелика
ИК камера	30–40 км и более	чувствительность камеры	направление (два угла)	регистрация собственного теплового излучения объекта
несканирующий лазерный дальномер	3 км	мощность излучения лазера (потребляемая мощность)	расстояние	регистрация отраженного излучения объекта; подсвечивание широкого конуса (не более 16°); используется в связи с тем, что точность измерения расстояния телевизионными камерами на больших дальностях невелика



Рис. 1. Пример несканирующего лазерного дальномера фирмы Jena-Optronik GmbH, предназначенного для установки на борту КА

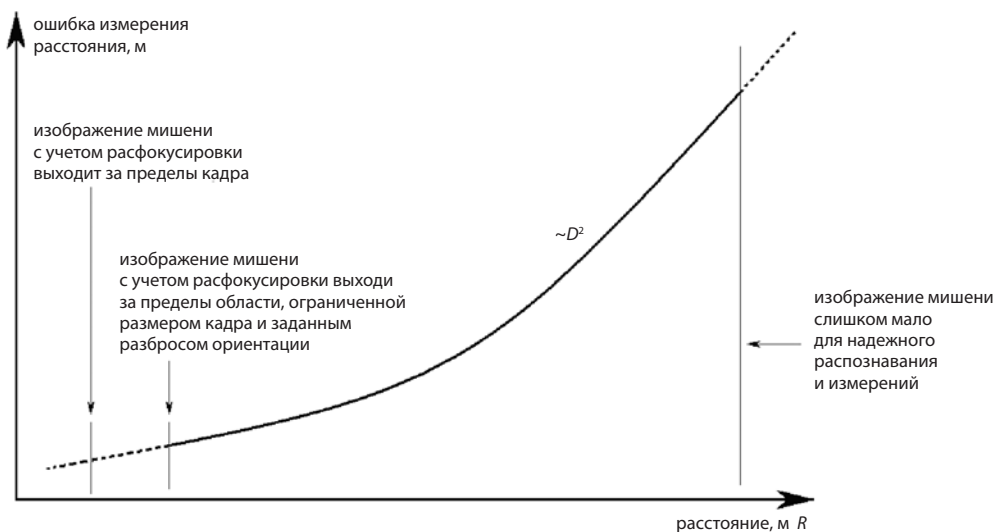


Рис. 2. Ошибки измерения расстояния телевизионным датчиком

ОПРЕДЕЛЕНИЕ НЕОБХОДИМОГО ЧИСЛА ТЕЛЕВИЗИОННЫХ ДАТЧИКОВ

Рассмотрим ошибки измерения телевизионной камерой, которая визирует мишень известной конфигурации. Ошибки измерений зависят от расстояния и ракурса наблюдения. Рассмотрим схематически зависимость ошибок измерения, например, дальности от расстояния – рис. 2. Здесь рассматривается случай проведения измерений одной камерой по одной мишени. На рисунке вертикальными линиями отмечены ограничения, которые имеет процесс измерений. Сама величина ошибок измерения дальности имеет квадратичную зависимость от расстояния. Для других измеряемых параметров зависимость ошибок измерений от расстояния иная. Например, ошибки измерения угла крена пропорциональны дальности, а ошибки измерения углов курса и тангажа слабо зависят от расстояния.

На рис. 3 типичные требования по точности измерения расстояния представлены двумя отрезками тонкой линии. На малых расстояниях используется широкоугольная камера, поскольку малые расстояния наблюдения обуславливают большие угловые размеры наблюдаемой мишени. Если одна камера и одна мишень не позволяют удовлетворить требованиям по точности измерения во всем диапазоне дальностей, тогда точность измерений увеличивается путем использования большей мишени на больших дальностях. При этом следует учитывать, что максимальные размеры мишени ограничены размерами КА, а также жесткостью его корпуса, к которому крепятся элементы мишени.

Если диапазон рабочих дальностей столь велик, что и в этом случае не удастся им удовлетворить во всем диапазоне, то приходится использовать еще одну камеру, на этот раз с узким полем зрения, наблюдающую большую мишень – рис. 3.

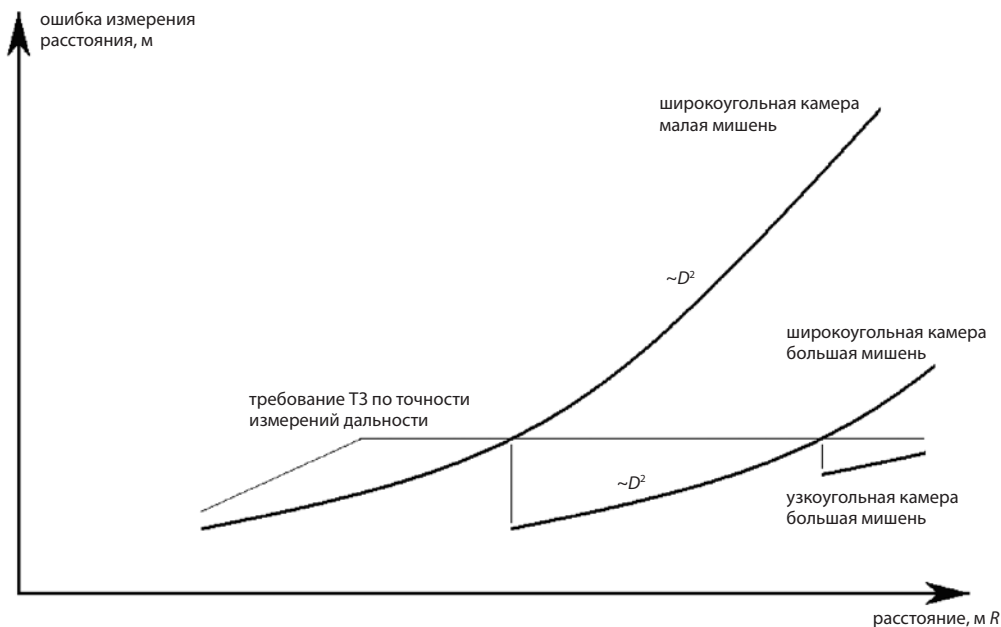


Рис. 3. Выбор структуры системы (количество мишеней и камер), исходя из требований по точности

Возможности уменьшения поля зрения камеры (и увеличения точности измерений на больших расстояниях) существенно ограничиваются заданным разбросом ориентации. Дело в том, что перед началом измерений космический аппарат может быть ориентирован с некоторой ошибкой. И прибор должен проводить измерения в этих условиях. Такая ситуация показана на рис. 4.

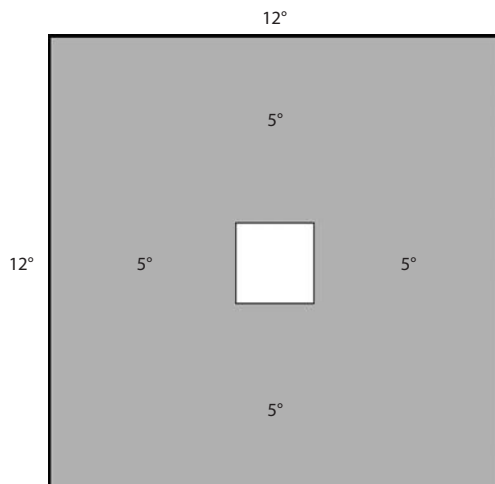


Рис. 4. Поле зрения камеры. Разброс ориентации $\pm 5^\circ$ существенно сокращает область гарантированного наблюдения мишени для узкоугольной камеры с полем зрения 12° .

В результате область гарантированного наблюдения оказывается равной $2 \times 2^\circ$

На обоснованный выбор этого требования необходимо обращать особое внимание, поскольку величина ошибок ориентации оказывает сильное влияние на точностные характеристики приборов. Необходимо, однако, отметить, что если выбрана конфигурация с двумя камерами, узкоугольной и широкоугольной, то широкоугольная камера позволяет выполнить поиск, обнаружение и наведение на объект с большим начальным разбросом ориентации (10–15 и более градусов). После этого возможно наведение на объект узкоугольной камеры. В этом случае разброс ориентации для узкоугольной камеры будет обусловлен только точностью работы системы угловой стабилизации (может быть порядка одного градуса и менее), что позволит существенно уменьшить размер поля зрения узкоугольной камеры и увеличит точность измерений на больших расстояниях.

Конфигурация мишени (мишеней) наряду с ее геометрическими размерами оказывают существенное влияние на точность измерений, а также на надежность распознавания мишени. Методика расчетов точности измерения параметров изложена в (Grishin, 2010).

В процессе измерения дальности возникают не только случайные ошибки измерения дальности и других параметров, но и систематические ошибки измерения дальности, связанные с нелинейностью процесса измерений. Целесообразно систематическую погрешность оценивать в процессе измерений и вводить соответствующие поправки. Методика ее расчета может быть темой дальнейших исследований.

Таким образом, выбор структуры системы (количества, размера, состава и конфигурации мишеней, количества камер, их поля зрения, разрешения ПЗС или КМОП матриц) сводится к последовательному расчету различных вариантов с целью удовлетворить требованиям по точности измерений всех параметров при минимальной сложности системы.

ДОПОЛНИТЕЛЬНЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ НА ПАРАМЕТРЫ СИСТЕМЫ

Необходимо отметить, что описанный выше анализ точности является предварительным, поскольку базируется на предварительных оценках точности локализации пятен на матрице. Эта точность зависит от контраста пятен по сравнению с фоном, диаметра пятен, размера пикселя и отношения диаметра пятна к размеру пикселя. Размер пятна определяется как размером источника излучения, расстоянием до него, фокусным расстоянием камеры, так и функцией рассеяния точки (которая включает в себя, в том числе, и расфокусировку изображения предметов, находящихся на конечном расстоянии). Таким образом, расчет величин ошибок измерений необходимо уточнять по мере определения параметров системы, в частности – фотометрических расчетов (уточнение зависимости контраста пятен от расстояния).

Для того чтобы дискретность матрицы (размер пикселя) не оказывал существенного влияния на точность локализации пятен, размер пятна на матрице не должен быть меньше 2–3 пикселей. Т.е. размер пикселей матрицы должен быть согласован с функцией рассеяния точки.

Этот расчет является предварительным также и в том смысле, что необходимо еще проверить выполнение целого ряда условий и соотношений, важных для нормального функционирования прибора. Рассмотрим некоторые из них.

При наблюдении большой пассивной мишени, элементы которой представляют сборки ретрорефлекторов, важным условием является достаточно высокое разрешение узкоугольной камеры, а также широкоугольной камеры на предельных дальностях. Дело в том, что при наложении на матрице пятен засветки, создаваемых отдельными ретрорефлекторами каждой сборки большой мишени, будет наблюдаться динамическая интерференционная картина в областях пересечения пятен, формируемых отдельными ретрорефлекторами сборки, засвечиваемыми лазером – источником когерентного излучения. Это увеличит ошибки измерений из-за пульсаций яркости отдельных элементов изображения мишени.

Может оказаться также, что относительное отверстие слишком велико. Это приводит к тому, что фоновое излучение экранно-вакуумной изоляции, прошедшее через солнечный фильтр (который подавляет все частоты солнечного излучения кроме узкого участка спектра, в котором работают лазеры устройства подсвета) порождает слишком много электронов в светочувствительных элементах матрицы. Поскольку нельзя сделать время экспозиции матрицы меньше некоторой величины, то в этом случае придется уменьшать относительное отверстие, либо (если уменьшение относительного отверстия нежелательно из-за уменьшения углового разрешения камер) использовать нейтрально-серые фильтры для необходимого ослабления фонового излучения Солнца, отраженного от экранно-вакуумной изоляции.

При использовании активной мишени, яркость которой нельзя регулировать, возможно, потребуется увеличивать диаметр пятен при расфокусировке с тем, чтобы избежать блюминга (переполнения зарядами потенциальных ям фоточувствительных ячеек камеры) на малых дистанциях. Для этого потребуется несколько увеличивать фокусное расстояние и/или уменьшать величину знаменателя относительного отверстия. Соответственно, придется пересчитывать оценки ошибок. Предварительные оценки показывают, что необходима такая расфокусировка, при которой диаметр пятна имеет порядок 17–18 пикселей на малых дистанциях. Другим вариантом решения задачи исключения блюминга является использование группового излучателя, состоящего из решетки излучающих апертур с меньшей мощностью излучения, расположенных на таком расстоянии друг от друга, чтобы на матрице камеры порождаемые ими пятна засветки не пересекались и не было между ними интерференции. Т.е. здесь уже требуется не снижение углового разрешения камеры за счет расфокусировки, а наоборот – увеличение углового разрешения.

Если для систем с активной мишенью требуется большая величина расфокусировки с тем, чтобы избежать переполнения потенциальных ям фоточувствительных ячеек при уменьшении расстояния, то реализация системы существенно упрощается при использовании двух или большего числа камер. Камеры работают в разных интервалах дальностей, при этом динамический диапазон каждой камеры будет вполне приемлемым. Например, если узкоугольная камера работает в диапазоне от 500 м до 22 м, а широкоугольная – в диапазоне от 22 м до 1 м, то энергия, проходящая через объектив, будет изменяться всего лишь в 516 и 484 раза. Такой динамический диапазон камер легко реализуем.

Как мы видим, на параметры камер накладывается целый ряд ограничений, некоторые из них противоречат друг другу, и поэтому приходится искать некий компромисс между ними.

АКТИВНАЯ И ПАССИВНАЯ МИШЕНИ

Мишени, используемые для определения параметров взаимной ориентации и положения, могут быть активными или пассивными. В первом случае мишень сама является источником излучения. Во втором случае мишень только отражает излучение, которым ее подсвечивает стыкующийся аппарат. Сравнение характеристик мишеней приведено в табл. 2.

В связи с условиями эксплуатации активная мишень представляет собой довольно сложное устройство, упрощенная структура которого представлена на рис. 5.

На рис. 5. показаны четыре лазерных модуля, каждый модуль имеет встроенный лазер, драйвер управления, датчик излучаемой мощности, а также схему стабилизации излучаемой мощности. Один лазерный модуль обеспечивает работу активной мишени, один находится в горячем резерве на случай выхода из строя работающего модуля. И два модуля находятся в холодном резерве. Эти модули расположены в жилом отсеке, поэтому замена осуществляется экипажем по мере необходимости (естественно, при наличии необходимого ЗИПа на борту). На ри-

Таблица 2. Сравнение характеристик мишеней

тип мишени	пассивная	активная
надежность	очень высокая; срок службы многократно больше, чем время эксплуатации МКС	существенно меньше, чем у пассивной мишени, поскольку содержит много элементов
необходимость обслуживания с выходом в космическое пространство	необходимо обслуживание, поскольку поверхность оптических элементов в космосе покрывается различными пленками	необходимо обслуживание, поскольку поверхность оптических элементов в космосе покрывается различными пленками
необходимость обслуживания без выхода в космическое пространство	нет	необходимо заменять вышедшие из строя лазерные модули
сложность	низкая состоит из ретрорефлекторов и средств их крепления	высокая; состоит из лазерных модулей, оптических сумматоров, оптических ответвителей, оптических вентилях, устройств формирования диаграмм направленности излучения, волоконных линий распределения оптического излучения
потребляемая мощность	отсутствует	порядка 20 Вт работает только во время стыковки

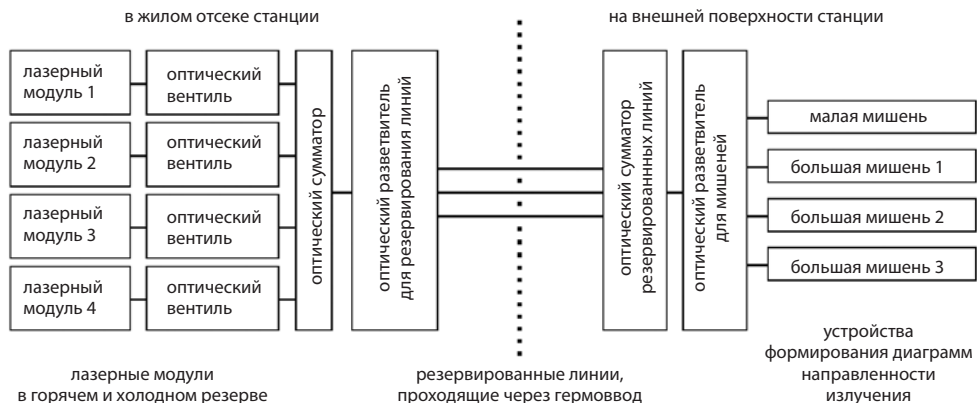


Рис. 5. Упрощенная структура активной мишени. Не показаны устройства контроля и управления

сунке не показано устройство управления, которое проверяет работоспособность модулей и переключает их в случае необходимости, а также проверяет и при необходимости переключает резервированные линии, проходящие через гермоввод.

В случае пассивной мишени структура видеометра получается более сложной за счет устройства подсвета. Однако конструкция пассивной мишени существенно проще, чем активной, и за счет этого пассивная мишень получается более надежной. Срок службы пассивной мишени многократно больше, чем время эксплуатации МКС. Использование активной мишени позволяет существенно упростить структуру видеометра, однако при этом возможно возникновение проблем со слишком большим динамическим диапазоном по яркости, который будет сложно реализовать практически.

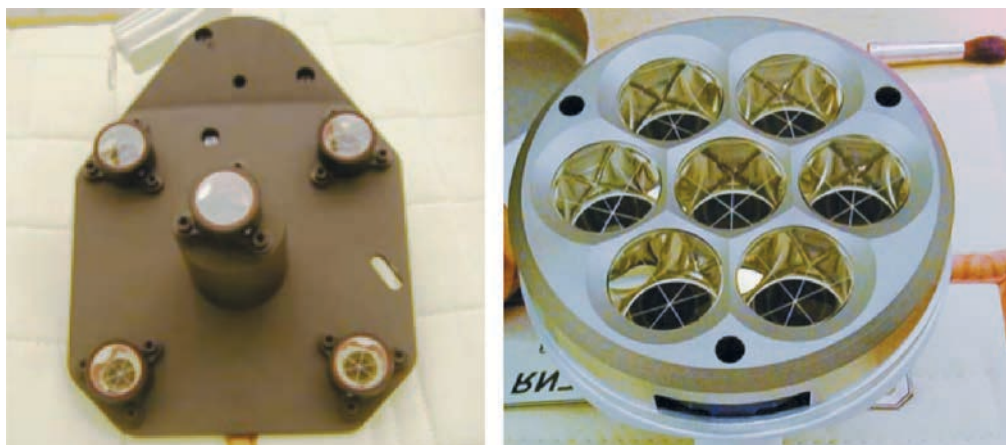


Рис. 6. Слева малая пассивная мишень, предназначенная для измерений на малых расстояниях. Справа элемент большой пассивной мишени (одна из трех сборок ретрорефлекторов), предназначенной для измерений на больших расстояниях. Мишени установлены на служебном модуле «Звезда» МКС

Обоснованный выбор типа мишени (активная или пассивная) может быть сделан на основе комплексного анализа надежности обоих вариантов. Собственно, именно этот критерий и должен являться определяющим при разработке систем информационного обеспечения процесса стыковки с очень дорогими, уникальными космическими аппаратами.

ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ ПАССИВНОЙ МИШЕНИ С УСТРОЙСТВОМ ПОДСВЕТА И КАМЕРОЙ

На рис. 6 представлены малая мишень и одна из трех сборок ретрорефлекторов большой мишени. Сами по себе ретрорффлекторы – это уголковые отражатели оптического диапазона. Примеры ретрорефлекторов приведены на рис. 7.

Характерной особенностью ретрорефлекторов является то, что они обладают очень большой эффективной площадью поверхности рассеяния (ЭПР). Она вычисляется по формуле:

$$\sigma_0 = \frac{\pi^3 \rho D^4}{4\lambda^2},$$

где ρ – коэффициент, зависящий от потерь на отражение от стеклянной поверхности ретрорефлектора, потерь отражения от граней ретрорефлектора и потерь в объеме стекла, $\rho < 1$;

D – диаметр ретрорефлектора;

λ – длина волны падающего излучения.

Диаграмма обратного рассеяния ретрорефлектора очень узкая. Если между направлением, откуда облучается ретрорефлектор, и направлением на регистрирующую камеру имеется некоторый угол ϑ , то эффективная ЭПР будет меньше и рассчитывается по формуле:

$$\sigma(\vartheta) = \sigma_0 \left(\frac{2J_1(X)}{X} \right)^2$$

$$X = \frac{\pi D}{\lambda} \sin \vartheta$$

Здесь J – функция Бесселя первого рода первого порядка.

Устройство подсвета может быть реализовано двумя способами. Первый способ предусматривает расположение излучателей (лазерных диодов с устройствами формирования конуса излучения) вокруг оптической оси объектива на минимальном расстоянии от нее – рис. 8.



Рис. 7. Примеры ретрорефлекторов



Рис. 8. Излучатели расположены вокруг оптической оси объектива

Второй способ предполагает соосность оптической камеры и формируемого конуса излучения. Это возможно при коаксиальном подсвете. Коаксиальный подсвет может быть реализован различными способами, в частности так, как это показано на рис. 9.

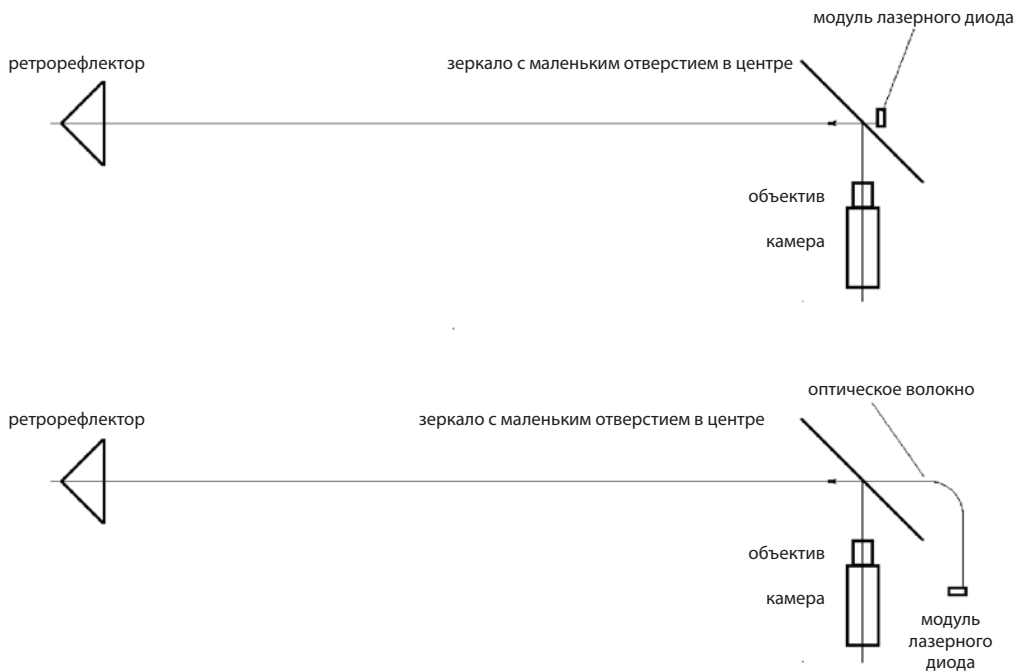


Рис. 9. Возможные реализации коаксиального подсвета

Практические реализации обоих способов подсвета представлены на рис. 10.

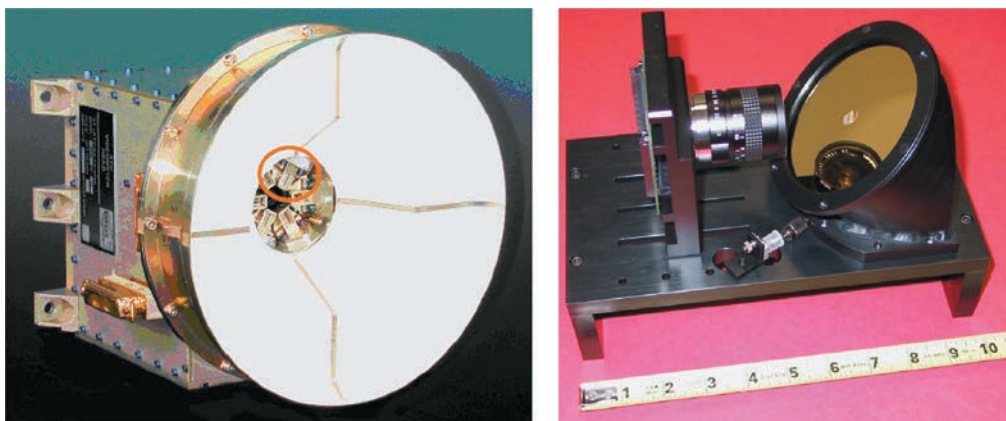


Рис. 10. Практические реализации устройств подсвета. Слева – излучатели располагаются вокруг оптической оси объектива (Videometer фирмы Sodern). Кружком выделен один излучатель из шести. Справа – устройство коаксиального подсвета (AVGS, NGAVGS). Виден оптический разъем для подключения световода

Сделаем расчет эффективной ЭПР для первого способа реализации устройства подсвета, при котором излучатели располагаются вокруг оптической оси объектива. Положим диаметр ретрорефлектора равным 25 мм, длину волны излучения равной 0,81 мкм, расстояние излучающей площадки лазерного диода от оси камеры – 22 мм (радиус апертуры объектива плюс размер теплоотвода, к которому припаян лазерный диод) – рис. 11.

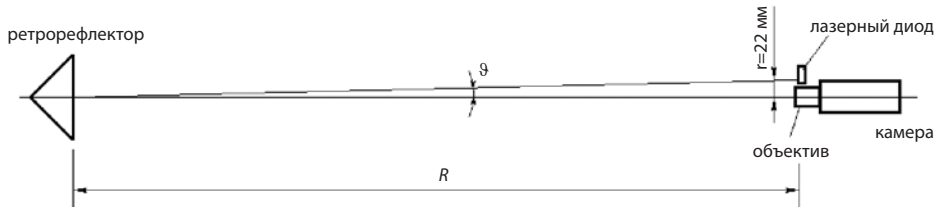


Рис. 11. Геометрия размещения лазерного диода с устройством формирования конуса излучения относительно оптической оси объектива камеры

Результаты расчета отношения эффективной ЭПР к ЭПР при $\theta=0$ как функции расстояния приведены на рис. 12.

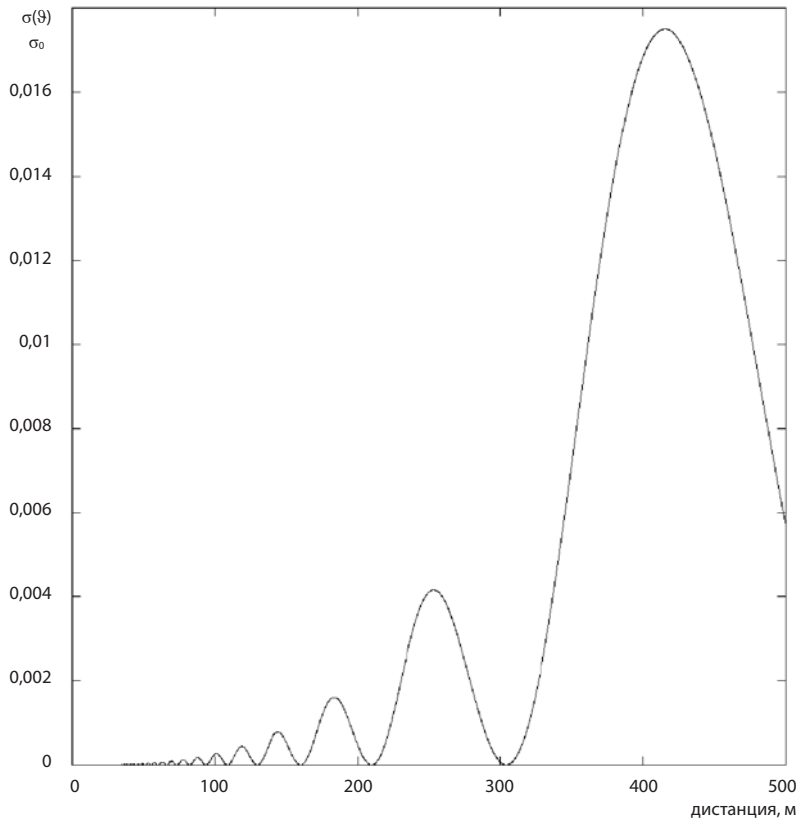


Рис. 12. График эффективной ЭПР по отношению к максимальному значению ЭПР при $\theta=0$ в зависимости от расстояния

Таким образом, мы видим значительное уменьшение ЭПР (в десятки–сотни раз в зависимости от расстояния) по сравнению со случаем, когда $\vartheta=0$. А это значит, что требуется соответствующее увеличение мощности подсветки, что нежелательно по целому ряду причин. В частности, это увеличение потребляемой мощности, а также опасность для органов зрения мощного излучения в этом диапазоне. Поэтому устройства подсвета, для которых обеспечивается условие $\vartheta=0$, а именно – устройств коаксиального подсвета, являются более предпочтительными, несмотря на несколько более сложную техническую реализацию.

При расчете принимаемой камерой мощности излучения через ЭПР (в том числе через ЭПР ретрорефлектора) получается, что эта мощность обратно пропорциональна четвертой степени расстояния: $P_r \sim P_t \frac{1}{R^4}$ (Зубов и др., 2014; Fehse, 2003; Granade, 2004; Старовойтов, 2013; Старовойтов и др., 2013; Старовойтов, Савчук, 2013). Эти расчеты справедливы для дальней зоны излучателя и ретрорефлектора, т.е. соответствуют случаю дифракции Фраунгофера. Параметр k , определяющий характер дифракции, имеет следующий вид:

$$k = \frac{D^2}{\lambda R},$$

где D – размер ретрорефлектора, λ – длина волны излучения, R – расстояние до ретрорефлектора. Положим длину волны равной 0,81 мкм, диаметр ретрорефлектора – 25 мм, а расстояние изменяется от 500 м до 1 м. В этом случае параметр k меняется в пределах от 1,54 до 772. Для параметра, определяющего характер дифракции, известны следующие (в достаточной степени условные) значения:

- $k < 1$ – дифракция Фраунгофера
- $k = 1-10$ – дифракция Френеля
- $k > 10$ – геометрическая оптика.

Таким образом, мы находимся в области действия дифракции Френеля и геометрической оптики, а не дифракции Фраунгофера. Принципиально важным здесь является тот момент, что в случае дифракции Фраунгофера мощность излучения, которое проходит сквозь объектив камеры, обратно пропорциональна четвертой степени расстояния. А это значит, что при изменении расстояния от 500 м до 1 м мощность излучения увеличится в $625 \cdot 10^8$ раз. Оценка сделана для случая коаксиального подсвета. Это очень большая величина динамического диапазона по яркости, в котором должна работать камера.

Однако, реально мы находимся в области дифракции Френеля, а также на малых расстояниях – в области геометрической оптики. И здесь закономерности будут иными. В частности, в приближении геометрической оптики, не учитывая дифракцию на краях уголкового отражателя, получаем зависимость вида: $P_r \sim P_t \frac{1}{4R^2}$. В реальности, вероятно, будет наблюдаться промежуточный случай между этими двумя оценками. Более точный ответ дал бы численный расчет электромагнитного поля с учетом дифракции, рефракции, отражений, сферичности волновых фронтов и т.д. Тем не менее, можно утверждать, что оценки динамического диапазона, сделанные для дальней зоны по общепринятым формулам, являются сильно завышенными.

ЗАПРОСНО-ОТВЕТНАЯ СИСТЕМА ИНФОРМАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЗАДАЧ СТЫКОВКИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

В статье рассмотрены наиболее простые системы стыковки, в которых в обработке информации участвует только стыкующийся объект. Возможно создание системы измерения параметров относительного движения при стыковке с кооперирующимися объектами, построенной по запросно-ответному принципу. Это позволяет реализовать преимущества систем с активной и пассивной мишенями. При этом стыкующийся (активный) аппарат посылает импульсные световые сигналы запроса на пассивный аппарат (с которым осуществляется стыковка). Пассивный аппарат с точно известной задержкой включает активную мишень, также работающую в импульсном режиме. Это позволяет получить следующие результаты.

1. Увеличить расстояние, на котором может быть обнаружен пассивный аппарат, до величин порядка нескольких километров за счет реализации режима «синхронный маяк» и эффективной компенсации фоновой засветки. В этом режиме производится измерение расстояния и направления на пассивный объект.
2. Увеличить точность измерения расстояния и скорости на средних и больших дальностях за счет измерения времени задержки прихода ответного сигнала – включения мишени по отношению к сигналу запроса. В этом случае полностью отпадает необходимость использования лазерного сканера (лидара) и несканирующего лазерного дальномера.
3. Ввести автоматическую регулировку яркости мишени во всем диапазоне дальностей работы системы, что оптимизирует работу системы.
4. Создать (при необходимости) резервный оптический канал передачи информации между активным и пассивным космическими аппаратами за счет импульсного кодирования запросного и ответного световых сигналов.

ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ СИСТЕМ СТЫКОВКИ С НЕКООПЕРИРУЮЩИМИ ОБЪЕКТАМИ

Очевидно, что многорежимные лазерные сканеры останутся необходимым компонентом таких систем. Однако и телевизионные средства найдут широкое применение в задачах стыковки космических аппаратов. Телевизионная камера позволяет получить «мгновенный» снимок объекта, что исключительно важно при стыковке с быстро движущимися (вращающимися) объектами. Лазерные сканеры из-за последовательного характера формирования изображений в таких случаях дают совершенно недопустимые искажения. Основными направлениями развития телевизионных систем являются создание информационного обеспечения систем распознавания образов и совершенствование методов обработки изображений. Что касается информационного обеспечения, то здесь идет речь о создании наборов эталонных изображений, позволяющих решать задачи поиска, обнаружения и распознавания с заданными показателями качества (вероятность

правильного обнаружения (распознавания), вероятность ложной тревоги, устойчивость слежения, точность измерений и т.д.). Заданные параметры должны выдерживаться в широком диапазоне изменения расстояний, ракурса наблюдения, условий освещения (например, при наличии глубоких теней, непрерывном вращении объекта и т.д.). В случае, если объект может изменяться, и невозможно, либо очень сложно, производить оперативную коррекцию эталонов, оптическая система должна располагать правилами и методами адаптации к этой ситуации. Т.е. характерные признаки должны ранжироваться по их важности и возможной степени вариабельности. И система должна выносить решение о распознавании объекта на основе анализа этих признаков. В принципе, весь необходимый математический аппарат для проведения такого анализа изображений в настоящее время имеется. Требуется только его тщательная адаптация под конкретные объекты и условия наблюдения.

Для повышения надежности распознавания некооперирующих объектов целесообразно использовать информацию о трехмерной форме объектов и соответствующие трехмерные эталонные изображения объектов. Для получения информации о трехмерной структуре объектов используются методы фотограмметрии в стереорежиме. При слабой информативности наблюдаемых изображений, а также при отсутствии естественного освещения, целесообразно использование структурированной подсветки, формирующей сетку ярких точек на наблюдаемой поверхности. Такая система пригодна не только для решения задач стыковки, но и для решения задач посадки на неподготовленные площадки. В общем, задача совершенствования телевизионных систем затрагивает почти исключительно задачи совершенствования математического обеспечения аппаратуры. Что касается аппаратной части – объективов, камер и т.д., то здесь практически никаких изменений не требуется. За исключением, разве что, существенного повышения вычислительной мощности используемых процессоров.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В статье показаны взаимосвязи параметров, которые необходимо учитывать при разработке систем информационного обеспечения процесса стыковки космических аппаратов. При этом выбор параметров осуществляется на основе целого ряда компромиссов, по крайней мере часть которых нашла отражение в данной статье. Исходными данными являются требования по точности измерений, а также условия эксплуатации системы. Отражены также некоторые направления развития систем стыковки с кооперирующими и некооперирующими объектами.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] *Зубов Н.Е., Савчук Д.В., Старовойтов Е.И.* Оптимизация массы и энергопотребления лазерных локационных систем для управления сближением и стыковкой космических аппаратов // *Космическая техника и технологии*, № 3 (6), 2014 г., с. 39-42.

- [2] *Grishin V.A.* Precision Estimation of Camera Position Measurement Based on Docking Marker Observation // *Pattern Recognition and Image Analysis*, 2010, Vol. 20, No. 3, pp. 341–348. <https://link.springer.com/content/pdf/10.1134/S1054661810030107.pdf>
- [3] *Fehse W.* Automated rendezvous and docking of spacecraft, Cambridge Aerospace Series 16, Cambridge University Press, 2003.
- [4] *Granade S.* Advanced Video Guidance Sensor and Next Generation Autonomous Docking Sensors, SPIE Proceedings Vol. 5418, Spaceborne Sensors, 1 September 2004.
- [5] *Старовойтов Е.И.* Исторические аспекты развития и принципы построения бортовых лазерных локационных систем для сближения и стыковки космических аппаратов // *Наука и образование*, № 11, ноябрь 2013, стр. 1-28.
- [6] *Старовойтов Е.И., Савчук Д.В.* Исследование и оптимизация применения уголко-вых отражателей для локации космических объектов // *Космическая техника и технологии*, № 1, 2013, стр. 38-43.
- [7] *Старовойтов Е.И., Савчук Д.В.* Парето-оптимизация параметров бортовых лазерных локационных систем космических аппаратов // *Наука и образование*, № 4, 2013 г., стр. 153-170.

ISSUES OF CREATING OPTICAL MEANS OF INFORMATION SUPPORT FOR SPACECRAFT RENDEZVOUS AND DOCKING TASKS

V.A. Grishin

Space Research Institute of the Russian Academy of Sciences (IKI)
Bauman Moscow State Technical University (BMSTU)

Some issues of creating optical instruments of information support for the tasks of rendezvous and docking of cooperating spacecraft are discussed. In particular, the questions of choosing the structure and hardware composition of the information support system based on the requirements for measurement accuracy and operating conditions are considered. The issues related to the use of passive and active targets were also considered. It is shown that the choice of system's parameters is realized as a compromise in the system of conflicting requirements.

Keywords: cooperating spacecraft rendezvous and docking systems, structure selection and parameter optimization

Grishin Vladimir Aleksandrovich – senior scientist, PhD, associate professor, vgrishin@iki.rssi.ru

О ВОЗМОЖНОСТИ АВТОНОМНОГО ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРБИТЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА*

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

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

² ФГБНУ «Аналитический центр» Минобрнауки РФ

³ Специальный учебно-научный центр МГУ (СУНЦ МГУ)

Рассмотрен новый метод автономного определения параметров орбиты космического аппарата, движущегося в поле тяготения Солнца или одной из планет Солнечной системы. Определение параметров орбиты основано на наблюдениях звезд и небесных тел. При этом для определения орбиты космического аппарата используются только показания приборов, установленных на его борту, связь с Землей не требуется.

Ключевые слова: автономная навигация, баллистическая траектория, Кеплеровы элементы, звездный датчик, солнечный датчик.

ВВЕДЕНИЕ

Для успешного функционирования большинству космических аппаратов (КА) необходимо знать свое положение в пространстве. Долгое время основным источником этих сведений были наблюдения с КА поверхности Земли: позиционные наблюдения в видимом диапазоне, лазерная или радиолокация. Затем полученные из этих наблюдений параметры или основанные на них данные и команды управления передаются на борт КА.

С ростом числа космических аппаратов нагрузка на наземный сегмент службы контроля околоземного пространства растет. Следует заметить, что следить необходимо не только на действующими КА, но и за аппаратами переставшими функционировать, а также за крупными обломками – так называемым «космическим мусором» (в первую очередь, чтобы избежать столкновения с его фрагментами).

С началом создания больших спутниковых группировок, подобных предложенных в проектах Starlink, OneWeb или отечественного «Сфера» (ранее «Эфир»), число КА, за которыми необходимо будет следить, существенно возрастет. Для контроля орбит всех этих спутников необходимо будет вводить в строй новые телескопы и радиолокаторы. Однако, если быстрый рост числа КА вокруг Земли продолжится, то простой экстенсивный путь решения проблемы будет не очень эффективен. Решить эту проблему можно за счет *автономной* навигации, когда КА «сам» определяет свое положение в пространстве.

Прохоров Михаил Евгеньевич – заведующий лабораторией, д.ф.-м.н., mike.prokhorov@gmail.com

Захаров Андрей Игоревич – старший научный сотрудник, zakh@sai.msu.ru

Жуков Александр Олегович – ведущий научный сотрудник, д.т.н., aozhukov@mail.ru

Гладышев Анатолий Иванович – старший научный сотрудник, д.т.н., tolya_gladyshev@mail.ru

Кузнецова Ирина Витальевна – ассистент, к.ф.-м.н., irinakuznetsova-64@mail.ru

* – Статья приведена в авторской редакции

1. ИЗВЕСТНЫЕ МЕТОДЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПОЛОЖЕНИЙ И ОРБИТ КА

Следует заметить, что для определения положения КА в пространстве используются два способа. Первый – непосредственное измерение положения КА в пространстве (или положения и скорости).

Второй способ более опосредованный – по одному измерению или серии последовательных измерений определяется орбита КА, зная которую, мы можем определять положения КА в некотором интервале времени в прошлом и будущем относительно моментов проведения измерений. Работоспособность этого способа связана с тем, что КА, движущиеся в полях тяготения космических объектов (Земли, Солнца, Луны и т.д.), движутся по детерминированным орбитам близким к невозмущенным Кеплеровским орбитам. Кеплеровские орбиты определяются шестью независимыми параметрами.

Методы определения положения КА в пространстве можно разделить на три группы.

1. Неавтономные – когда наблюдения, необходимые для определения положения или орбиты КА, ведутся «сторонним наблюдателем» – с Земли или с другого КА.
2. Полуавтономные – когда необходимые данные получаются приборами, установленными непосредственно на борту КА, но источником данных для них служит некая искусственная технологическая инфраструктура.
3. Автономные – когда необходимые данные получаются приборами, установленными непосредственно на борту КА, но эти приборы наблюдают (измеряют) природные объекты.

На сегодняшний день используются или разрабатываются методы навигации, относящиеся ко всем трем группам.

Наиболее многочисленными и разнообразными являются неавтономные методы. К ним относятся следующие методы.

Позиционные наблюдения

Для наблюдения используются камеры, ведущие наблюдения в видимом или близком инфракрасном диапазонах. В результате измерения получается кадр с изображениями звезд, на фоне которых присутствует изображение КА. Найдя в кадре изображение КА и определив его положение относительно звезд, мы определяем его видимые небесные координаты. Каждый кадр позволяет определить 2 независимых значения – две угловые небесные координаты. Три последовательных кадра позволяют определить 6 независимых значений, что достаточно для определения шести параметров Кеплеровской орбиты. Для определения орбиты также необходимо знать положение и движение в пространстве наблюдателя, проводящего измерения. Классические методы определения параметров Кеплеровских орбит по трем позиционным наблюдениям (методы Гаусса и Лапласа) известны почти 300 лет (*Дубошин, 1968*).

Недостатки позиционных наблюдений очевидны: их невозможно проводить днем, они зависят от погоды, производительность позиционных инструментов ограничена.

Радиолокация

Установленный на Земле радиолокатор испускает короткий импульс радиоволн. Он достигает КА и отражается от него. Отраженный импульс возвращается к месту испускания и регистрируется антенной радиолокатора, который к этому моменту переключается в режим приема. Время между испусканием и возвратом отраженного импульса позволяет определить расстояние от радиолокатора до КА, а изменение частоты отраженного сигнала по сравнению с испущенным из-за эффекта Доплера – лучевую (радиальную) скорость. Эти два параметра определяются с высокой точностью. Помимо них радиолокатор позволяет определить направление на КА, но с точностью не выше градуса.

Каждое радиолокационное измерение позволяет определить 2 независимых значения, соответственно, три последовательных измерения позволяют определить все параметры Кеплеровской орбиты.

Радиолокатор может работать круглосуточно, облачность ему тоже не мешает. В конструкциях КА много металла, поэтому радиоволны от них отражаются очень хорошо. Но интенсивность отраженного сигнала падает пропорционально *четвертой* степени расстояния до КА (при позиционных наблюдениях – пропорционально *второй* степени). Из-за этого радиолокационные наблюдения КА возможны на высотах не более 3–4 тыс. км.

Лазерная локация

Метод аналогичен радиолокации, но в нем используются не радиоволны, а световые лазерные импульсы. Лазерная локация гораздо точнее. Из-за малой расходимости лазерного луча она действует на больших расстояниях. На малых расстояниях до КА направление на него также определяется с хорошей точностью. Таким образом, на малых расстояниях одно лазерное лоцирование определяет 4, а на больших – 2 независимых значения. Для определения параметров Кеплеровской орбиты, соответственно, потребуются 2 или 3 последовательных измерения.

Лазерной локации свойственны недостатки оптических позиционных измерений – она не работает днем и в облачную погоду. Коэффициент отражения оптического излучения от внешних поверхностей КА ниже, чем в радиодиапазоне. Для существенного увеличения дальности лазерной локации на борт КА, для которых проводятся измерения, устанавливаются панели уголковых отражателей, которые имеют высокий коэффициент отражения и, кроме того, возвращают излучение в точку его испускания.

Полуавтономные методы

К полуавтономным методам относится использование различных спутниковых систем глобального позиционирования, например, систем GPS, ГЛОНАСС, Galileo или BeiDou. Каждая из этих систем состоит из трех частей.

- Спутниковая группировка – для глобальных систем, работающих в любой точке на поверхности Земли, это 20–30 специализированных спутников на средневысотных орбитах. Каждый из них снабжен высокоточными часами

и передатчиком, испускающим радиоимпульсы с прецизионной привязкой ко времени. Кроме того, каждый импульс снабжен информационной меткой, позволяющей отождествить испустивший его спутник и определить момент испускания по часам на спутнике.

- Клиентская приемная аппаратура – принимает сигналы одновременно от нескольких спутников и выполняет их обработку.
- «Альманах» – пакет информации об орбитах спутников. Необходим для обработки сигналов в клиентской аппаратуре. Должен регулярно обновляться.

Особенностью этих методов является простота, компактность и дешевизна клиентской аппаратуры. Для нормальной работы клиентская аппаратура должна принимать сигналы не менее чем от четырех спутников одновременно. Зная положения этих спутников на орбитах (из альманаха), регистрация четырех сигналов позволяет определить как расстояния от спутников, так и момент приема сигнала с точностью бортовых часов навигационных спутников (в клиентской аппаратуре столь точных часов нет).

Глобальные спутниковые системы позиционирования работают на поверхности Земли и в околоземном пространстве, по крайней мере, до геостационарной орбиты. Поскольку клиентское оборудование систем глобального позиционирования является пассивным (т.е. работает только на прием сигналов), то такая система сможет обслуживать практически неограниченное число клиентов.

К недостаткам систем глобального позиционирования можно отнести следующее. Все существующие и разрабатываемые сегодня системы глобального позиционирования являются национальными, т.е. они могут быть выключены или переключены в зашифрованный режим по решению их владельцев. Помимо этого, сигналы от спутников могут искажаться искусственными помехами. Наконец, спутники навигационной группировки могут быть физически уничтожены. Во всех перечисленных ситуациях возможность использования этих систем исчезает.

Еще один недостаток глобальных систем позиционирования – ограниченная область действия. Основной целью этих систем является обслуживание клиентов на поверхности Земли. То, что эти системы работают в околоземном пространстве – замечательный «бонус». Но по мере приближения КА к орбитам навигационных спутников (высоты ~20 тыс. км) возникают прогалы в зоне приема, а на расстояниях более 100 тыс. км – эти системы вообще перестают работать.

Автономные методы

Основной автономный метод, известный сегодня, пульсарная навигация (XNAV) (RPS, 2013). Пульсары – естественные космические объекты (нейтронные звезды), испускающие периодические импульсы излучения в радио и рентгеновском диапазонах. Стабильность прихода импульсов от пульсаров сравнима с атомными часами (Hobbs et al., 2012).

Принципы пульсарной навигации близки к принципам действия глобальных систем позиционирования. Необходимо зарегистрировать моменты прихода импульсов от трех пульсаров, расположенных в разных точках неба – это позволяет определить пространственное положение КА и вектор его скорости. В отличие

от систем глобального позиционирования в состав аппаратуры для пульсарной навигации обязательно должны входить высокоточные (атомные) часы.

Системы пульсарной навигации могут работать в радио или рентгеновском диапазоне. В обоих диапазонах сигналы от пульсаров слабы, поэтому в первом случае для их приема требуется антенна диаметром не менее 3–6 м, а во втором – специальный детектор рентгеновских квантов площадью не менее 1 м².

К достоинствам систем пульсарной навигации относится гигантская область функционирования – эта система будет действовать как во всей Солнечной системе, так и вблизи сотен ближайших звезд. Параметры пульсаров меняются медленно и предсказуемо – система может работать долгое время без замены каталога пульсаров. Недостатки тоже очевидны – система громоздкая (большие антенны или детекторы), сложная (наведение на пульсары) и дорогая. Из-за слабости пульсаров как источников излучения длительности экспозиций составляют тысячи секунд. Вряд ли на КА установят три такие системы – для каждого из пульсаров – их наблюдения будут вестись последовательно. Это затрудняет использование пульсарной навигации на низких орбитах с короткими периодами (не только вокруг Земли, но и вокруг любых других планет).

Сегодня все системы пульсарной навигации находятся на стадии разработки, ведутся первые летные испытания: эксперимент SEXTANT на борту американского сегмента МКС (*Ray et al.*, 2014) и китайский спутник XPNAV (*Zhang et al.*, 2017). В течение десяти лет можно ожидать появления полнофункциональных приборов.

Еще один метод автономной навигации основан на наблюдениях планет и астероидов (*Никуфоров и др.*, 2015). Однако у него невысокая точность, и он работает не во всех частях Солнечной системы.

2. ПРЕДЛАГАЕМЫЙ СПОСОБ

Предлагаемый нами способ позволяет воспроизвести результаты позиционных наблюдений КА удаленным наблюдателем непосредственно на борту.

В качестве примера рассмотрим КА, движущийся по баллистической Кеплеровской орбите вокруг Солнца. Пусть на борту КА установлены звездный датчик ориентации и солнечный датчик (датчик направления на Солнце) – эти приборы присутствуют практически на любом КА.

В некоторый момент времени t проводятся одновременные измерения обоими датчиками. Звездный датчик определяет ориентацию системы координат, связанной с КА, относительно инерциальной системы координат, а солнечный датчик – направления на центр Солнца в системе координат КА. Совместно эти измерения позволяют определить направление на центр Солнца в инерциальной системе координат, т.е. видимое положение Солнца с борта КА.

Представим видимое положение Солнца в виде вектора КА – центр Солнца. Противоположный ему вектор центр Солнца – КА показывает видимое положение КА для фиктивного наблюдателя, расположенного в центре Солнца.

При подобных наблюдениях, проведенных в последовательные моменты времени t_1 , t_2 и t_3 , дают полный набор данных, достаточный для определения параметров Кеплеровской орбиты, по которой движется КА.

Предложенный способ легко обобщается на случаи движения КА вокруг (в поле тяготения) других небесных тел. Для этого нужно поменять солнечный датчик на датчик, определяющий направление на центр соответствующего тяготеющего тела (Земли, Луны, Марса, Юпитера и т.д.).

Погрешность предложенного способа навигации определяется большей из погрешностей двух типов датчиков, используемых при измерениях. Если погрешность звездных датчиков сравнима с погрешностью позиционных наблюдений (угловая секунда или лучше), то получение секундной погрешности для солнечного датчика – достаточно сложная техническая проблема (см., например, (Прохоров и др., 2015)). Для того чтобы использовать предложенный способ в околоземном пространстве, необходимо разработать принципиально новый высокоточный датчик геовертикали (см., например, (Тучин и др., 2011)).

Даже при секундных точностях обоих датчиков, точность определения орбиты предложенным способом уступает большинству других методов. Но предложенный способ полностью автономен и прост в реализации.

На описанный выше способ автономного определения орбиты КА получен патент (Прохоров и др., 2017).

ЛИТЕРАТУРА

- [1] *Дубошин Г.Н.* Небесная механика. Основные методы и задачи // М.: Наука, 1968.
- [2] *Никифоров М.Г., Захаров А.И., Прохоров М.Е., Галушина Т.Ю., Жуков А.О.* Оценка возможности практической реализации автономной навигации космических аппаратов в дальнем космосе по астероидам // Сборник трудов четвертой всероссийской научно-технической конференции «Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов». М.: ИКИ РАН. 2015. С. 311-322.
- [3] *Прохоров М.Е., Захаров А.И., Жуков А.О., Гладышев А.И., Кузнецова И.В.* Способ автономного определения параметров орбиты космического аппарата // Заявка RU 2017 123 225.
- [4] *Прохоров М.Е., Захаров А.И., Жуков А.О., Миронов А.В., Стекольников О.Ю.* Солнечный датчик на основе интерференционной оптической системы // Сборник трудов четвертой всероссийской научно-технической конференции «Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов». М.: ИКИ РАН. 2015 С. 142-147.
- [5] *Тучин М.С., Захаров А.И., Прохоров М.Е.* Определение геовертикали по наблюдению лимба Земли // Сборник трудов второй всероссийской научно-технической конференции «Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов». М.: ИКИ РАН. 2011. С. 100-110.
- [6] *Hobbs G., Coles W., Manchester R.N., Keith M.J., Shannon R.M. et al.* Development of a pulsar-based timescale // Monthly Notices of the Royal Astronomical Society. 2012. V. 427. P. 2780-2787.
- [7] *Ray P.S., Mitchell J.W., Winternitz L.M., Hasouneh M.A., Price S.R. et al.* SEXTANT: A Demonstration of X-ray Pulsar-Based Navigation Using NICER // American Astronomical Society. HEAD meeting #14. 2014. Id. 302.08.
- [8] Relativistic Positioning Systems and their Scientific Applications // Acta Futura. 2013. Issue 7.

- [9] Zhang X., Shuai P., Huang L., Chen S., Xu L. Mission Overview and Initial Observation Results of the X-Ray Pulsar Navigation-I Satellite // International Journal of Aerospace Engineering, 2017. V. 2017. ID. 8561830.

ON THE POSSIBILITY OF SPACECRAFT ORBIT AUTONOMOUS DETERMINATION

M.E. Prokhorov¹, A.I. Zakharov¹, A.O. Zhukov¹, A.I. Gladyshev², I.V. Kuznetsova³

¹ Sternberg Astronomical Institute of Moscow State University

² «Expert-Analytical Center» of Ministry of Education and Science of Russia

³ The Advanced Educational Scientific Center of Moscow State University

A new method of autonomous determination of orbit parameters for a spacecraft moving in the gravitational field of the Sun or one of the planets of the Solar system is considered. The determination of the orbit parameters is based on the observation of stars and celestial bodies. To determine the spacecraft orbit only data of instruments installed on its board are used. Communication with the Earth is not required.

Keywords: autonomous navigation, ballistic trajectory, Kepler elements, star tracker, solar sensor.

Prokhorov Mikhail Evgenievich – head of laboratory, PhD, *mike.prokhorov@gmail.com*

Zakharov Andrey Igorevich – senior scientist, *zakh@sai.msu.ru*

Zhukov Aleksandr Olegovich – leading scientist, PhD, *aozhukov@mail.ru*

Gladyshev Anatoly Ivanovich – senior scientist, PhD, *tolya_gladyshev@mail.ru*

Kuznetsova Irina Vitalievna – assistant, PhD, *irinakuznetsova-64@mail.ru*

РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ МАЛОГАБАРИТНОГО ДАТЧИКА ЗВЕЗДНОЙ ОРИЕНТАЦИИ ДЛЯ НАНОСПУТНИКОВ*

**М.К. Абубекеров^{1,2}, А.В. Бирюков^{1,2}, А.И. Захаров^{1,2}, П.В. Кортуннов¹, Н.Л. Крусанова^{1,2},
В.Г. Мошкалев^{1,2}, С.А. Потанин^{2,3}, М.Е. Прохоров^{1,2}, О.Ю. Стекольников^{1,2}, М.С. Тучин^{1,2}**

¹ ООО «Азмерит», резидент Сколково

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

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

В настоящее время быстро растет число запусков наноспутников различного назначения, например, в стандарте CubeSat. Для ряда выполняемых ими задач необходима ориентация в инерциальной системе координат. С наибольшей точностью это можно сделать с помощью звездных датчиков ориентации. Датчик для наноспутников должен иметь малые размеры, низкое энергопотребление, массу не более 200 г, а также низкую стоимость. Компанией «Азмерит» разработан и изготовлен малогабаритный звездный датчик АЗДК-1. Датчик успешно выдержал наземные испытания.

Ключевые слова: малогабаритный звездный датчик, микроспутники, наноспутники, вибрационные испытания, тармовакuumные испытания, натурные испытания.

ВВЕДЕНИЕ

Задачей компании Азмерит являлась разработка бюджетного звездного датчика умеренной точности, прежде всего для нано и микроспутников. В ближайшее время планируется массовый вывод наноспутников для их использования для задач ДЗЗ и связи. Компания разработала специальное решение – малогабаритный звездный датчик АЗДК-1. Датчик прошел наземные испытания. В 2019 году планируются летные испытания.

ВНЕШНИЙ ВИД И ПАРАМЕТРЫ ЗВЕЗДНОГО ДАТЧИКА

Перед разработчиками стояла задача найти оптимальное решение по массогабаритным характеристикам и энергопотреблению, и обеспечить точность

Абубекеров Марат Керимович – старший научный сотрудник, к.ф.-м.н., marat.abubekеров@gmail.com

Бирюков Антон Владимирович – старший научный сотрудник, к.ф.-м.н., eman@sai.msu.ru

Захаров Андрей Игоревич – старший научный сотрудник, zakh@sai.msu.ru

Кортуннов Петр Васильевич – генеральный директор, azmerit.gendir@gmail.com

Крусанова Наталия Леонидовна – научный сотрудник, nat.krouss@gmail.com

Мошкалев Виталий Георгиевич – ведущий программист, к.ф.-м.н., moshvg@mail.ru

Потанин Сергей Александрович – доцент, к.ф.-м.н., sr.potinin@gmail.com

Прохоров Михаил Евгеньевич – заведующий лабораторией, д.ф.-м.н., mike.prokhorov@gmail.com

Стекольников Олег Юрьевич – старший научный сотрудник, к.т.н., oct@inbox.ru

Тучин Максим Сергеевич – научный сотрудник, wizard81@mail.ru

* – Статья приведена в авторской редакции

5–10 угловых секунд. Мы использовали колодезную компоновку звездного датчика. В основе колодезной компоновки находится гибко-жесткая плата, показанная на рис. 1.

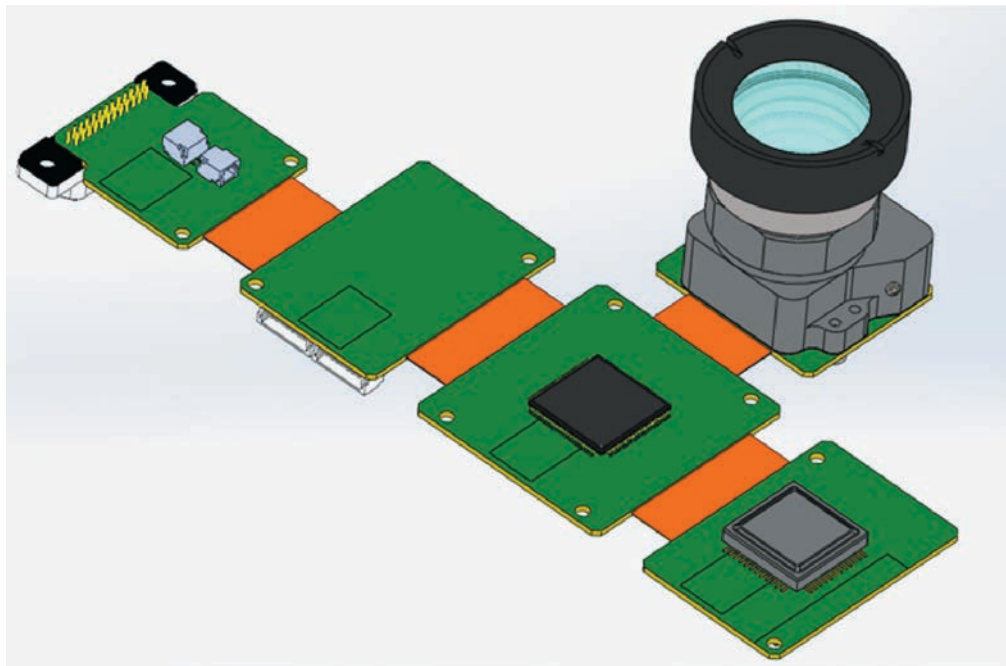


Рис. 1. Гибко-жесткая плата с установленным объективом

Гибко-жесткая плата сворачивается в куб. После чего устанавливается в корпус звездного датчика. Гибко-жесткая плата, свернутая в куб, представлена на рис. 2.

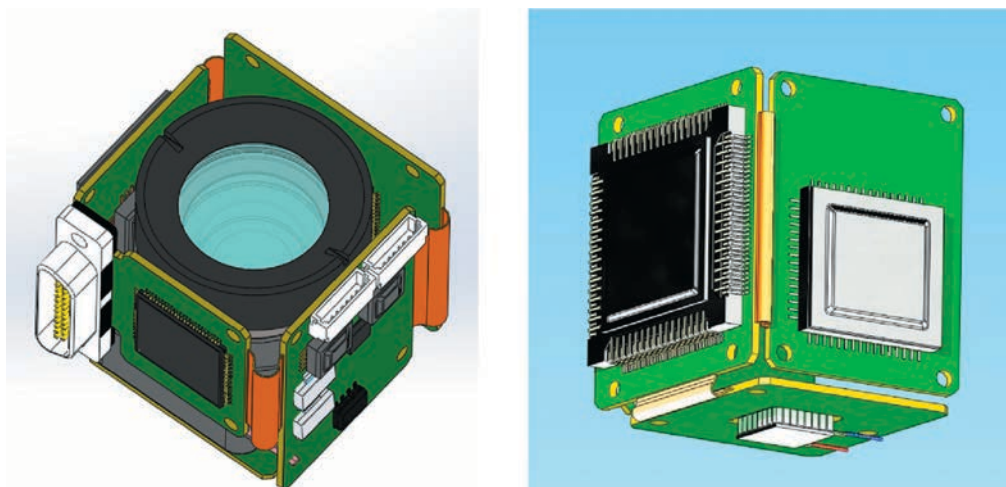


Рис. 2. Гибко-жесткая плата, свернутая в куб для установки в корпус звездного датчика

ЭЛЕКТРОННО-КОМПОНЕНТНАЯ БАЗА

В качестве фотоприемника используется КМОП матрица размером 1024×1280 пикселей. Разработчики придерживались концепции импортозамещения, поэтому все микросхемы, за исключением фотоприемника, российского производства.

После сборки гибко-жесткой платы в условный куб (см. рис. 2) плата устанавливается в корпус звездного датчика, представленный на рис. 3.

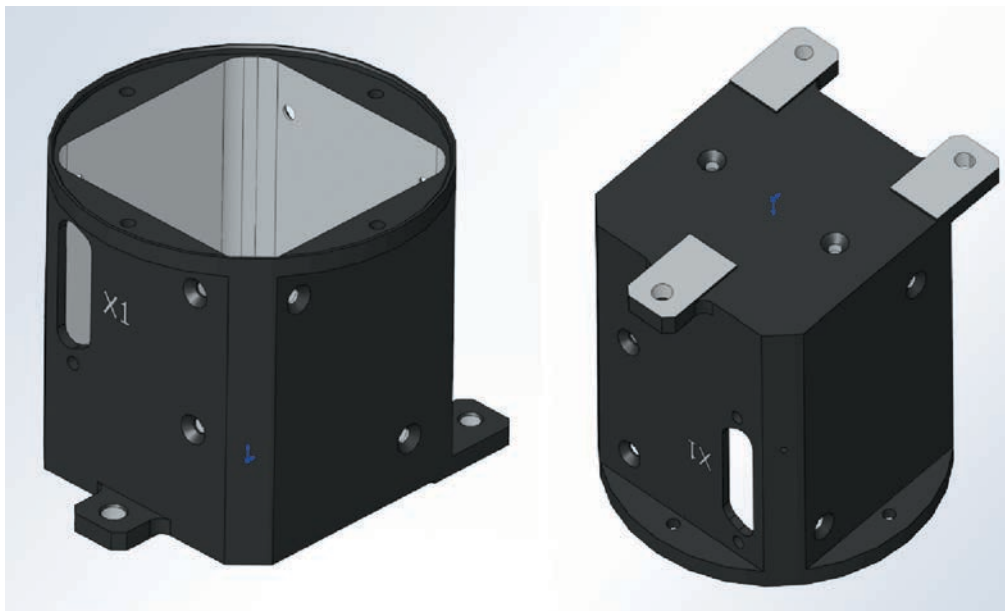


Рис. 3. Корпуса МЗД АЗДК-1

После установки гибко-жесткой платы в корпус, она закрывается блендой и затягивается винтами со стороны основания нижней части корпуса (рис. 4).

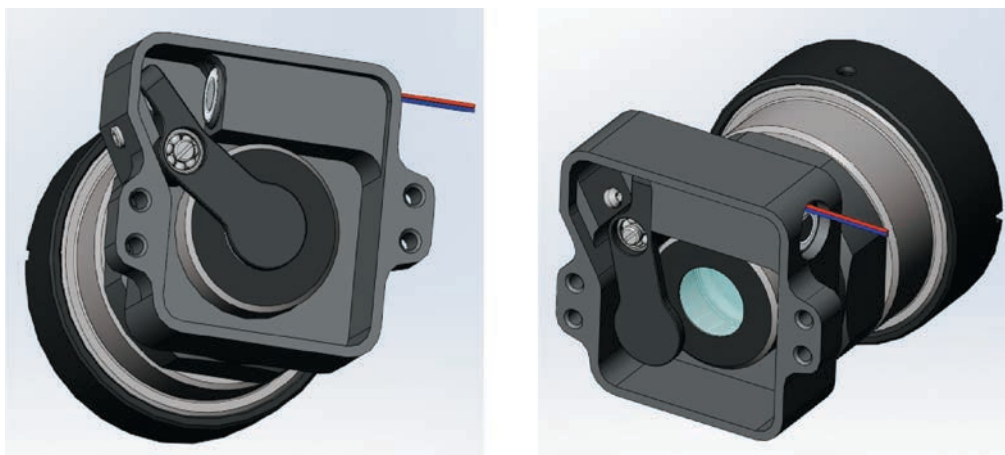


Рис. 4. Узел крепления объектива с блендой и калибровочным затвором

В малогабаритном звездном датчике для более точного учета темновых токов фотоприемника предусмотрена возможность их измерения непосредственно в полете. Калибровка темновых токов производится с помощью калибровочного затвора, на короткое (1–10 сек) время перекрывающего световой поток. Это позволяет вычислить индивидуально в каждом пикселе темновой ток и создать карту темнового тока для последующего его учета при обработке изображения. Помимо этого, с обратной стороны фотоприемника располагается элемент Пельтье, позволяющий охлаждать фотоприемник, тем самым уменьшая темновой ток, вызванный тепловыми электронами, а также радиационную деградацию КМОП. Малогабаритный звездный датчик АЗДК-1 в сборе и его параметры представлены на рис. 5 и в табл. 1.

Таблица 1. Характеристики МЗД АЗДК-1

габариты	56×60×93 мм
масса	193 г
мощность / пиковая мощность	0,3 Вт / 1,25 Вт
точность	5–10 угл. сек.
максимальная скорость вращения	3°/сек
частота	5 Гц
поле зрения	20°
фотоприемник	1024×1280 (КМОП)
проницающая способность	5,8 ^m
бортовой каталог	2400 звезд

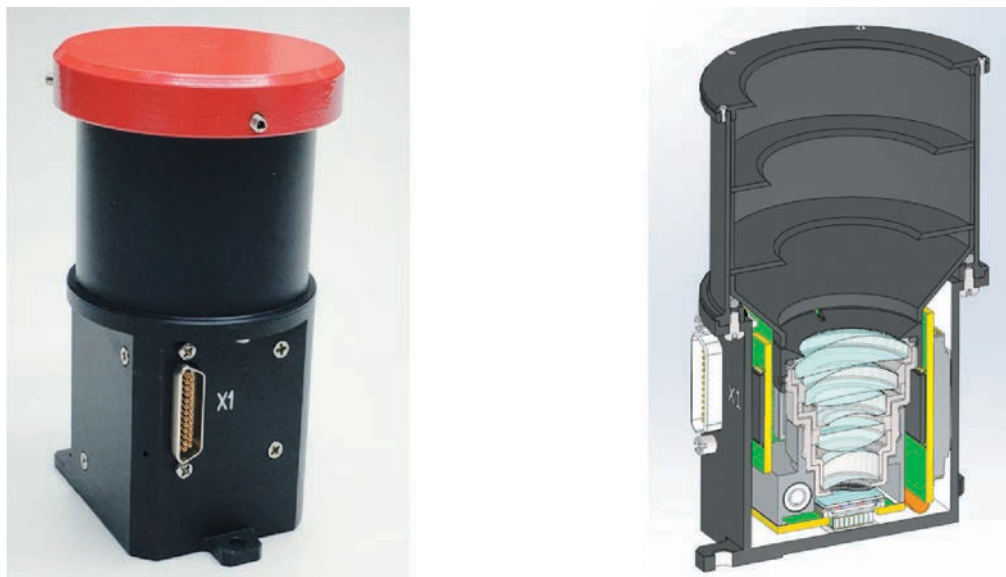


Рис. 5. Малогабаритный звездный датчик АЗДК-1: внешний вид и разрез

На конструкторские решения, примененные в МЗД АЗДК-1, получены патенты: RU 2585179, RU 2577558, RU 154706, ЕВРАЗИЙСКИЙ ПАТЕНТ 026970.

НАТУРНЫЕ ИСПЫТАНИЯ ЗВЕЗДНОГО ДАТЧИКА

Малогобаритный звездный датчик прошел полный цикл наземных испытаний, включающий в себя функциональные, вибродинамические и термовакуумные испытания.

Для измерения проникающей величины звездного датчика на временах его работы (экспозиция 0,1 с) в Москве на крыше государственного астрономического института имени П.К. Штернберга были выполнены наблюдения звездного неба. На рис. 6 представлены наблюдения звездного скопления Плеяды. Проникающая звездная величина на экспозиции 0,1 с составила 5,8 звездных величин. Значение проникающей способности позволяет уверенно работать по всему звездному небу. Бортовой каталог звездного датчика включает в себя около 2400 звезд.

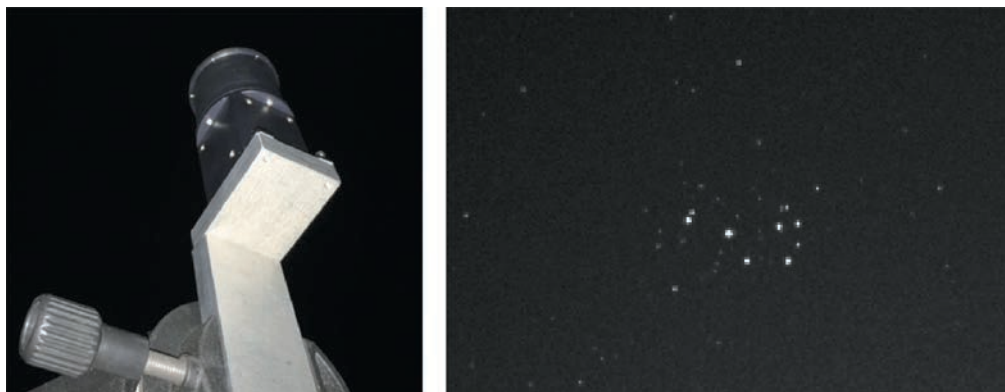


Рис. 6. МЗД АЗДК-1 на штативе во время проведения натурных испытаний и полученное изображение скопления Плеяды с экспозицией 0,1 с

ВИБРОДИНАМИЧЕСКИЕ ИСПЫТАНИЯ

Лабораторный образец малогобаритного звездного датчика АЗДК-1 прошел вибродинамические испытания (ВДИ). В ходе испытаний датчик подвергался синусоидальным, случайным (белый шум) и ударным воздействиям. В табл. 2 и 3 приведены режимы испытания звездного датчика

Таблица 2. Синусоидальное воздействие вдоль оси X, Y и Z

вдоль оси X		единица измерения
частота, Гц	уровень воздействия	
от 5 до 14	$\pm 10,1$	мм
от 14 до 100	8	g
интервал частот колебаний	от 5 до 100 Гц	
скорость изменения частоты	4 октавы/мин	

Таблица 3. Широкополосная случайная вибрация вдоль оси X, Y и Z

длительность воздействия, с	частотные диапазоны, Hz					СКВ виброускорения, g
	20–100	100–200	200–500	500–1000	1000–2000	
	уровни СПМ виброускорений, g ² /Hz					
240	0,0225	0,0225–0,05625	0,05625	0,05625–0,028125	0,028125–0,014625	7,9
Примечания: g = 9.81 м/с ² . Допускаемые отклонения уровней СПМ виброускорений: ±3 дБ.						

После каждого воздействия по оси X Y и Z выполнялась проверка функционирования МЗД АЗДК-1, проверка MEMS – гироскопа и проверка внутреннего датчика температуры.

Параметры пикового ударного ускорения по осям X, Y и Z приведены в табл. 4.

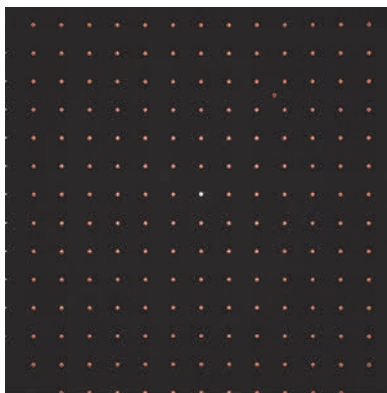
Таблица 4. Параметры пикового ударного ускорения по осям X, Y и Z

пиковое ударное ускорение, g	9	25
длительность действия ударного ускорения, мс	5–10	1–3
число ударов по каждой оси (не более 120 ударов в минуту)	2000	7

ВЛИЯНИЕ ВИБРОДИНАМИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ НА ФОКУСНОЕ РАССТОЯНИЕ ОБЪЕКТИВА МЗД АЗДК-1

Для измерения изменения фокусного расстояния объектива МЗД АЗДК-1 перед ВДИ был сделан кадр равномерной сетки по всему полю зрения МЗД АЗДК-1.

После ВДИ кадр равномерной сетки сделан повторно. На рис. 7 представлено наложение кадров равномерной сетки до и после ВДИ. Смещение фокуса оказалось в пределах ошибок измерения фокусного расстояния. Относительное изменение фокусного расстояния, рассчитанное с использованием метода наименьших квадратов, составило минус $2,9 \cdot 10^{-6}$.

**Рис. 7.** Наложение кадров равномерной сетки (светлые точки) и после ВДИ (красные окружности).

ТЕРМОВАКУУМНЫЕ ИСПЫТАНИЯ

В процессе всех термовакуумных испытаний значение давления внутри камеры не превышало $2 \cdot 10^{-6}$ бар, что соответствует глубокому вакууму. Крайние значения температур термоцикла составляли -27°C и $+57^{\circ}\text{C}$. Общее время технологического вакуума составило 17 часов 40 мин. Звездный датчик прошел три термоцикла. Начальная температура термоцикла составляла $+20^{\circ}\text{C}$. Далее температура поднималась до $+57^{\circ}\text{C}$ и удерживалась в течение двух часов. Затем температура опускалась до минус 27°C и это значение удерживалось в течение двух часов.

Во время термовакуумных испытаний непрерывно проверялось функционирование звездного датчика, изменение фокусного расстояния, темновые токи и функционирование калибровочного затвора и элемента Пельтье. Испытания показали, что элемент Пельтье осуществляет охлаждение компонентов АЗДК на 21°C .

Результаты термовакуумных испытаний показали, что малогабаритный звездный датчик АЗДК-1 обеспечивает свои характеристики (см. табл.1), а также сохраняет работоспособность, целостность конструкции и внешний вид после воздействия термоциклов в заявленном диапазоне температур от минус 27°C до 57°C в условиях вакуума.

Из приведенного графика (см. рис. 8), следует, что, как и ожидалось, при повышении температуры внутри АЗДК-1 среднее значение темнового тока увеличивается экспоненциально с ростом температуры.

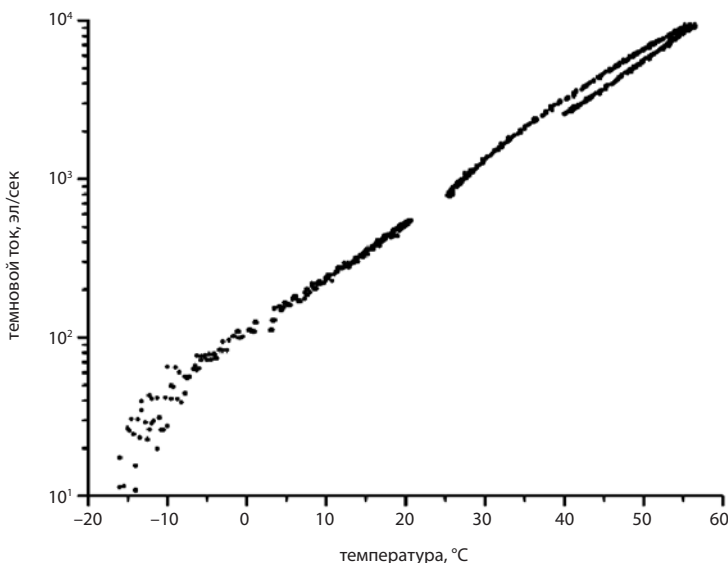


Рис. 8. График зависимости темнового тока от температуры

При достижении внутренней температуры 52°C среднее значение темнового тока составляет $5 \cdot 10^3$ электронов в секунду, а максимальные значения темнового сигнала при длительности накопления в 1 секунду приводят к насыщению фотоприемных элементов.

В процессе эксплуатации число элементов с большими значениями темнового тока будет только возрастать, уменьшая значения отношения сигнала к шуму и, соответственно, понижая проникающую способность АЗДК-1 и понижая точность определения ориентации.

Таким образом, температурный диапазон выше 52°C (по внутреннему датчику) может оцениваться как нерабочий и не рекомендуемый к использованию.

Согласно результатам испытаний элемент Пельтье рекомендуется включать при температуре посадочного места более 20°C.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Малогабаритный звездный датчик успешно прошел функциональные, вибродинамические и термовакуумные испытания. Летные испытания МЗД АЗДК-1 запланированы на конец 2019 года.



Рис. 9. МЗД АЗДК-1 в транспортном кейсе

Малогабаритный звездный датчик по точности и массогабаритным характеристикам (см. табл. 1) не уступает известным зарубежным аналогам при стоимости в 2–3 раза ниже. Звездный датчик можно приобрести. Стоимость звездного датчика составляет около 2,5 млн. руб. На рис. 9 представлена фотография МЗД АЗДК-1 в транспортном кейсе. Умеренная точность при низкой стоимости делают МЗД АЗДК-1 оптимальным решением для систем ориентации наноспутников. Более подробно информация о МЗД АЗДК-1 содержится на сайте компании Азмерит (см. www.azmerit.ru).

RESULTS OF TESTING SMALL STAR TRACKER FOR NANOSATELLITES

M.K. Abubekеров^{1,2}, A.V. Biryukov^{1,2}, A.I. Zakharov^{1,2}, P.V. Kortunov¹, N.L. Krusanova^{1,2}, V.G. Moshkalev^{1,2}, S.A. Potanin^{2,3}, M.E. Prokhorov^{1,2}, O.Yu. Stekol'shnikov^{1,2}, M.S. Tuchin^{1,2}

¹ Azmerit LLC, Skolkovo resident

² Sternberg Astronomical Institute of the Moscow State University

³ Lomonosov Moscow state University, faculty of physics

Currently, the number of nanosatellites launches for various purposes, for example, in the CubeSat standard, is growing rapidly. A number of their tasks requires orientation in the inertial coordinate system. With the maximum accuracy this can be done with the help of star trackers.

The star tracker for nanosatellites should be of small size, have low power consumption, weight not more than 200 g, as well as low cost.

“Azmerit” Company has designed and manufactured a compact star tracker AZDK-1. The sensor has successfully passed ground tests.

Keywords: small star sensor, microsatellites, nanosatellites, vibration tests, thermal vacuum tests, full-scale tests.

Abubekеров Marat Kerimovich – senior scientist, PhD, *marat.abubekеров@gmail.com*

Biryukov Anton Vladimirovich – senior scientist, PhD, *eman@sai.msu.ru*

Zakharov Andrey Igorevich – research scientist, *zakh@sai.msu.ru*

Kortunov Peter Vasilievich – general director, *azmerit.gendir@gmail.com*

Kroussanova Natalya Leonidovna – research scientist, *nat.krouss@gmail.com*

Moshkalev Vitaly Georgievich – leading programmer, PhD, *moshvg@mail.ru*

Potanin Sergey Alexandrovich – assistant-professor, PhD, *sr.potanin@gmail.com*

Prokhorov Mikhail Evgenievich – head of laboratory, PhD, *mike.prokhorov@gmail.com*

Stekol'shnikov Oleg Yurievich – senior scientist, PhD, *oct@inbox.ru*

Tuchin Maksim Sergeevich – research scientist, *wizard81@mail.ru*

ИССЛЕДОВАНИЕ ЗВЕЗДНЫХ ДАТЧИКОВ НА ЭЛЕКТРОМАГНИТНУЮ СОВМЕСТИМОСТЬ*

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

Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН)

В работе описано исследование индикатрисы излучения электромагнитного поля звездного датчика (ЗД) типа БОКЗ-М2. Результаты проведенного исследования показывают наличие зависимости интенсивности излучения электромагнитных волн от положения измерительной антенны относительно корпуса ЗД.

Ключевые слова: звездный датчик, электромагнитная совместимость, индикатриса излучения.

ВВЕДЕНИЕ

Космический аппарат (КА) представляет собой сложный комплекс из различных служебных систем, таких как система работы с данными, двигательных установок, ориентации и навигации, энергообеспечения, термостабилизации и другие. Каждая система КА разрабатывается для выполнения определенной задачи и включает в себя набор специализированных приборов, находящихся в ограниченном объеме пространства. Чтобы все приборы могли функционировать, не создавая помех друг другу, выдвигаются требования по электромагнитной совместимости (ЭМС).

Испытания на ЭМС для приборов космического назначения это целый комплекс испытаний, которые можно разделить на следующие виды:

- испытания по измерению напряженности электрического поля помех;
- испытания по измерению магнитного поля помех;
- испытания по измерению напряжения помех по цепям питания;
- испытания по измерению тока помех по цепям питания;
- испытания на устойчивость к воздействию помех электрического поля;
- испытания на устойчивость к воздействию помех магнитного поля;
- испытания на устойчивость к воздействию помех по цепям питания.

В работе описаны результаты измерения напряженности электрического поля помех и индикатрисы излучения звездных датчиков, разрабатываемых в отделе оптико-физических исследований ИКИ РАН.

Брысин Николай Николаевич – научный сотрудник, к.т.н., *brysin@mail.ru*

Строилов Николай Александрович – младший научный сотрудник, *n.stroilov@gmail.com*

Муравьев Владимир Михайлович – главный конструктор проекта, *ikiran-otd57@yandex.ru*

Любченко Константин Павлович – инженер, *kostya2154@gmail.com*

Сосин Роман Дмитриевич – инженер, *sosinrd@gmail.com*

Ромашин Сергей Николаевич – инженер, *romashin.se@gmail.com*

Санкова Анна Павловна – инженер, *sankova.wow@mail.ru*

* – Статья приведена в авторской редакции

ПОДГОТОВКА К ПРОВЕДЕНИЮ ИССЛЕДОВАНИЯ

Измерения проводились для ЗД типа БОКЗ-М2 (рис. 1). Он является полноценным звездным датчиком со сложной электрической схемой, состоящей из следующих блоков: вторичный источник питания, плата процессора, модуль видеотракта. Каждый из этих блоков включает множество элементов, работающих с различной тактовой частотой и создающих электромагнитное поле в диапазоне рабочих частот. С внешними приборами ЗД взаимодействует по интерфейсам МКО ГОСТ Р 52070-2003. Поскольку большая часть этих элементов работает в диапазоне частот от 1 до 300 МГц, то было принято решение проводить измерения в этом диапазоне.

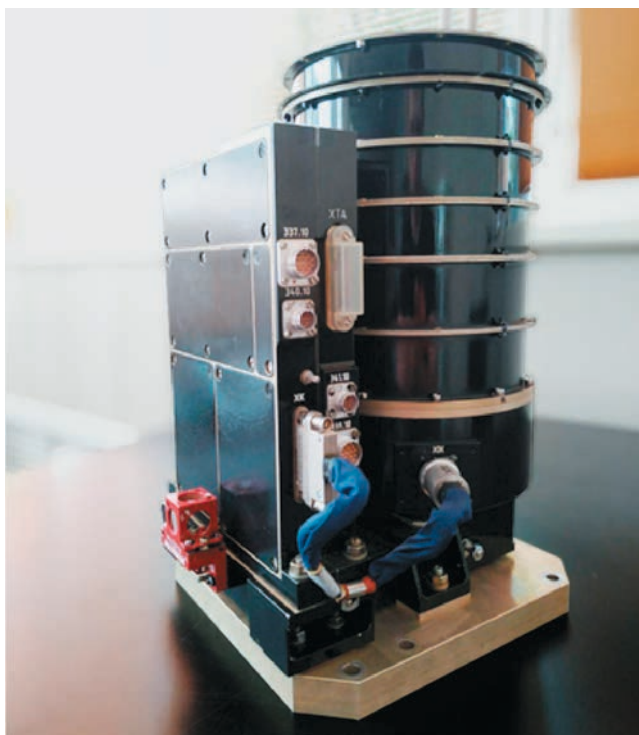


Рис. 1. Звездный датчик типа БОКЗ-М2

Перед началом исследования было выбрано время накопления, наиболее полно описывающее реальную картину излучения. На рис. 2а приведен график при времени накопления равном 20 мс, которое рекомендуется для выбранного диапазона частот в соответствии с руководством по эксплуатации на анализатор спектра. График, полученный при времени накопления, охватывающем полный цикл работы прибора, равный 1 с приведен на рис. 2б. При проведении исследования использовалось время накопления, равное 1 с. В целях сокращения длительности проведения измерений было принято решение выбрать максимально возможное значение полосы пропускания фильтра равное 1 МГц, которому удовлетворяет шаг 400 кГц.

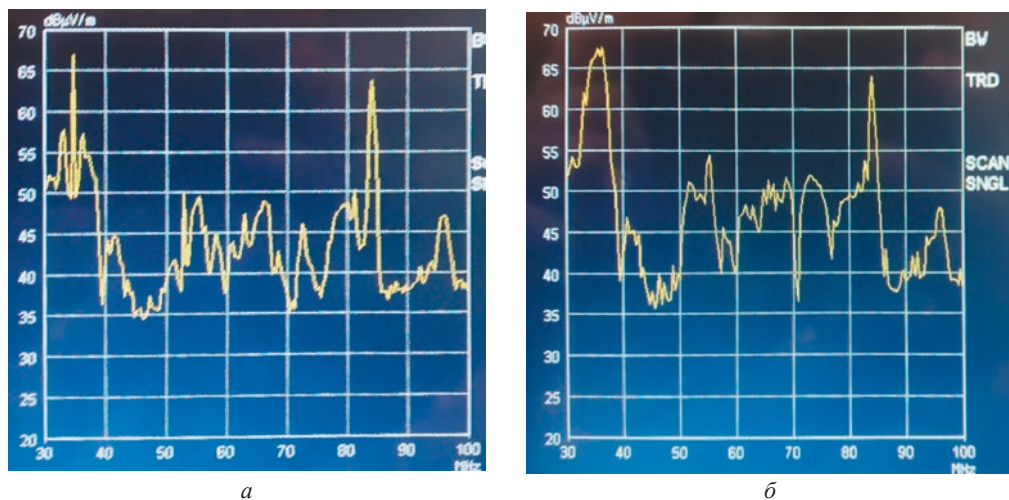


Рис. 2. Измерение электрического излучения ЗД при полосе пропускания 1 МГц и различном времени накопления:

а) при времени накопления равном 20 мс, *б)* при времени накопления равном 1 с

Во время измерений напряженности электрического поля ЗД и измерительная антенна (А.Н. Systems SAS-55Ø-2В или R&S НК116Е) были размещены в экранированной комнате. БОКЗ-М2 монтировался на трехосную поворотную платформу (ТПП), которая устанавливалась на диэлектрическую подложку, размещенную на столе с заземляющей плоскостью. Корпус ЗД, ТПП, и антенна типа А.Н. Systems SAS-55Ø-2В плотно подключались к общей шине заземления в целях избавления от наведенных токов и достижения наибольшей чистоты измерений. Измерительная антенна устанавливалась на расстоянии одного метра от ЗД и при помощи специального экранированного коаксиального кабеля подключалась к анализатору спектра R&S ESCS30, расположенному в помещении, смежном с экранированным. Средства управления ТПП, контрольно-испытательная аппаратура ЗД и устройство питания ЗД также располагались в комнатах, смежных с экранированной, и не оказывали воздействия на результаты измерений.

ИЗМЕРЕНИЕ ИНДИКАТРИСЫ ИЗЛУЧЕНИЯ

Для проведения исследования индикатрисы излучения ЗД типа БОКЗ-М2 была собрана схема, приведенная на рис. 3.

Питание БОКЗ-М2 осуществлялось при помощи химического источника энергии, представляющего собой два соединенных друг с другом аккумулятора с номинальным напряжением по 12 В каждый.

Перед проведением измерений БОКЗ-М2 запускался в режим локализации при помощи специального программного обеспечения (СПО), а платформа принимала необходимое положение при помощи СПО ТПП. Также стоит отметить, что во время проведения измерения ТПП выключалась, чтобы не создавать дополнительные помехи, а после проведения измерения заново включалась и принимала требуемое положение. БОКЗ-М2, смонтированный на ТПП, представлен на рис. 4.

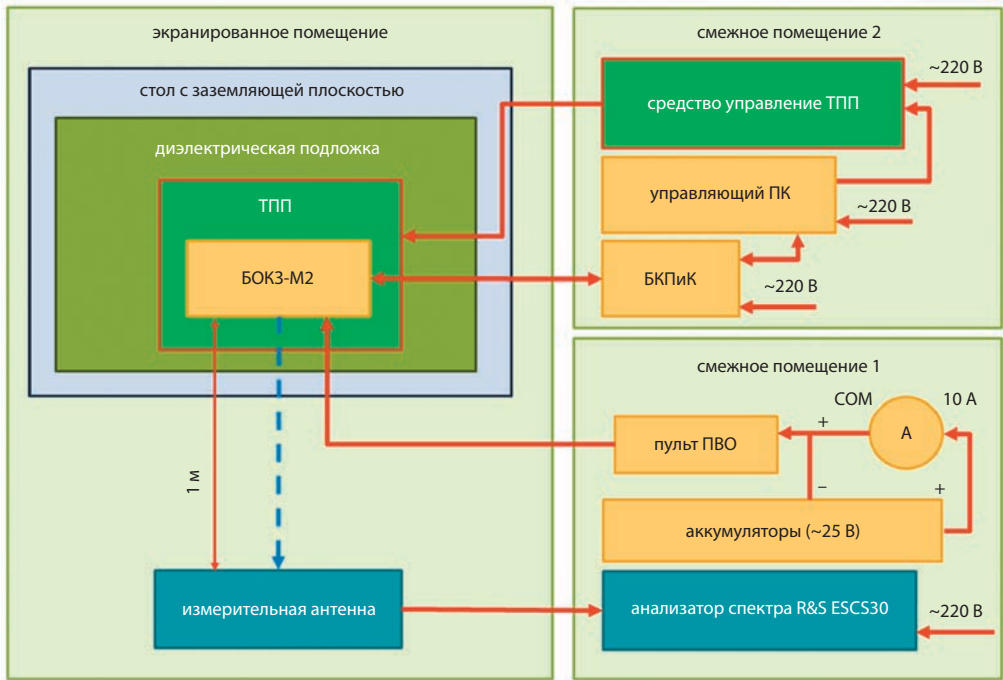


Рис. 3. Схема измерения индикатрисы излучения БОКЗ-М2

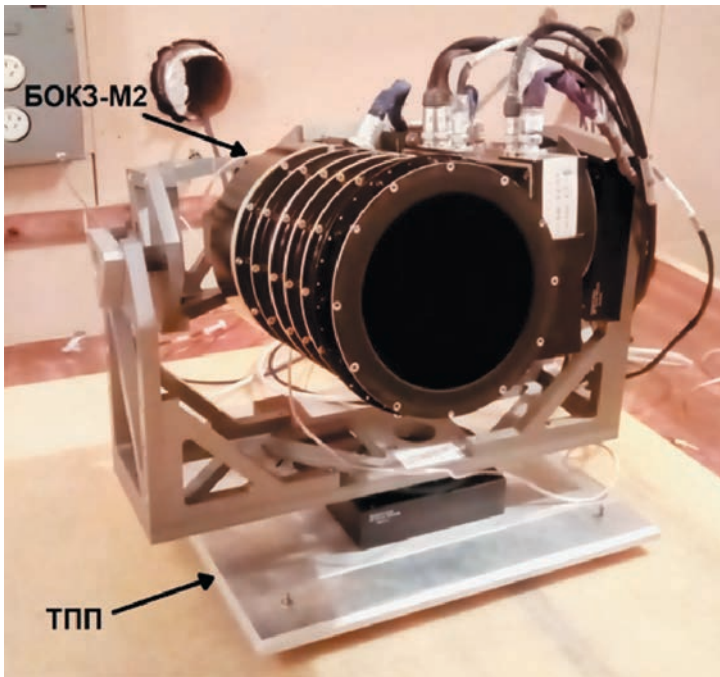


Рис. 4. БОКЗ-М2, горизонтально расположенный на ТПП

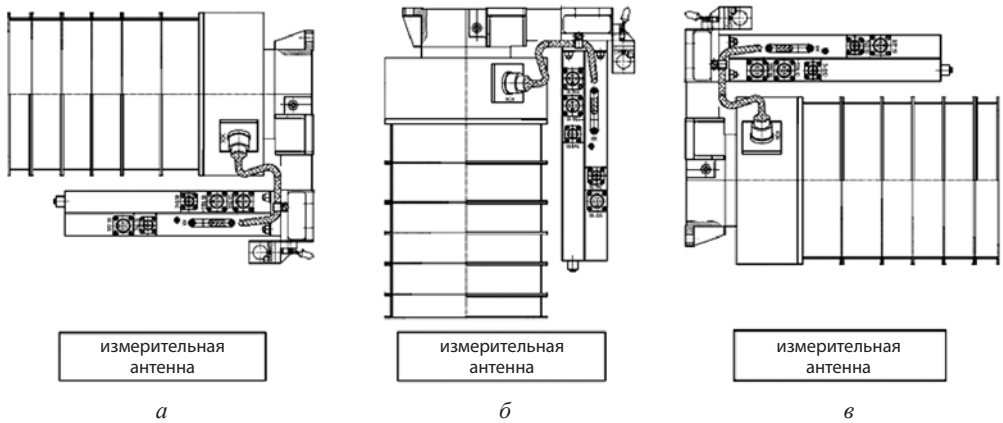


Рис. 5. Положения измерения напряженности электрического поля горизонтально расположенного БОКЗ-М2: а) положение минус 90° , б) положение 0° , в) положение 90°

При проведении измерения индикатрисы излучения горизонтально расположенного ЗД, БОКЗ-М2 двигался от положения первого измерения, условно принятого как минус 90° (рис. 5а) с шагом 30° через точку 0° (рис. 5б) к точке заключительного измерения 90° (рис. 5в).

По результатам проведенных измерений построены графики зависимости напряженности поля от частоты при каждом положении БОКЗ-М2 относительно измерительной антенны, данные представлены на рис. 6.

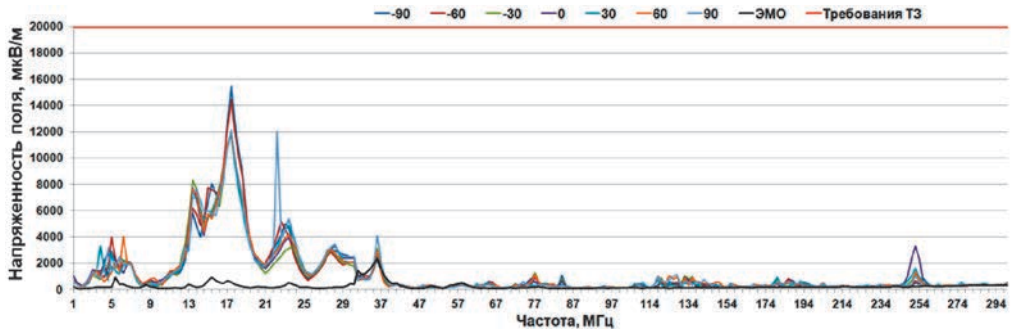


Рис. 6. График индикатрисы излучения горизонтально расположенного БОКЗ-М2

Как видно на рис. 6 электромагнитная обстановка имеет довольно низкий уровень по сравнению с результатами измерений и не оказывает влияния на результаты измерений, за исключением участка от 30 до 40 МГц. Следует отметить, что наблюдается некоторая неравномерность в зависимости от положения БОКЗ-М2. Максимальный уровень излучения сосредоточен в диапазоне частот от 16 до 19 МГц, наибольший уровень – в диапазоне от 13 до 30 МГц. Здесь и далее под наибольшим уровнем излучения понимается широкая полоса спектра, охватывающая примерно 80% излучения во всем рассматриваемом диапазоне частот, а под максимальным уровнем излучения понимается узкая полоса частот, в которой находится частота (точка) с максимальным значением излучения.

На рис. 7 приведены индикатрисы измерения излучения горизонтально расположенного БОКЗ-М2, которые представляют наибольший интерес.

Как видно на рис. 7 излучение в диапазоне частот от 16 до 19 МГц является практически равномерным, но большая его часть идет со стороны минус 90°. Предполагаемым источником данного излучения является модуль процессора. В диапазоне частот от 13 до 15 МГц наблюдается схожий характер излучения, только смещенный к положению 90°. Направленное излучение наблюдается при положении 0° в диапазоне частот от 242 до 254 МГц и предположительно исходит со стороны объектива.

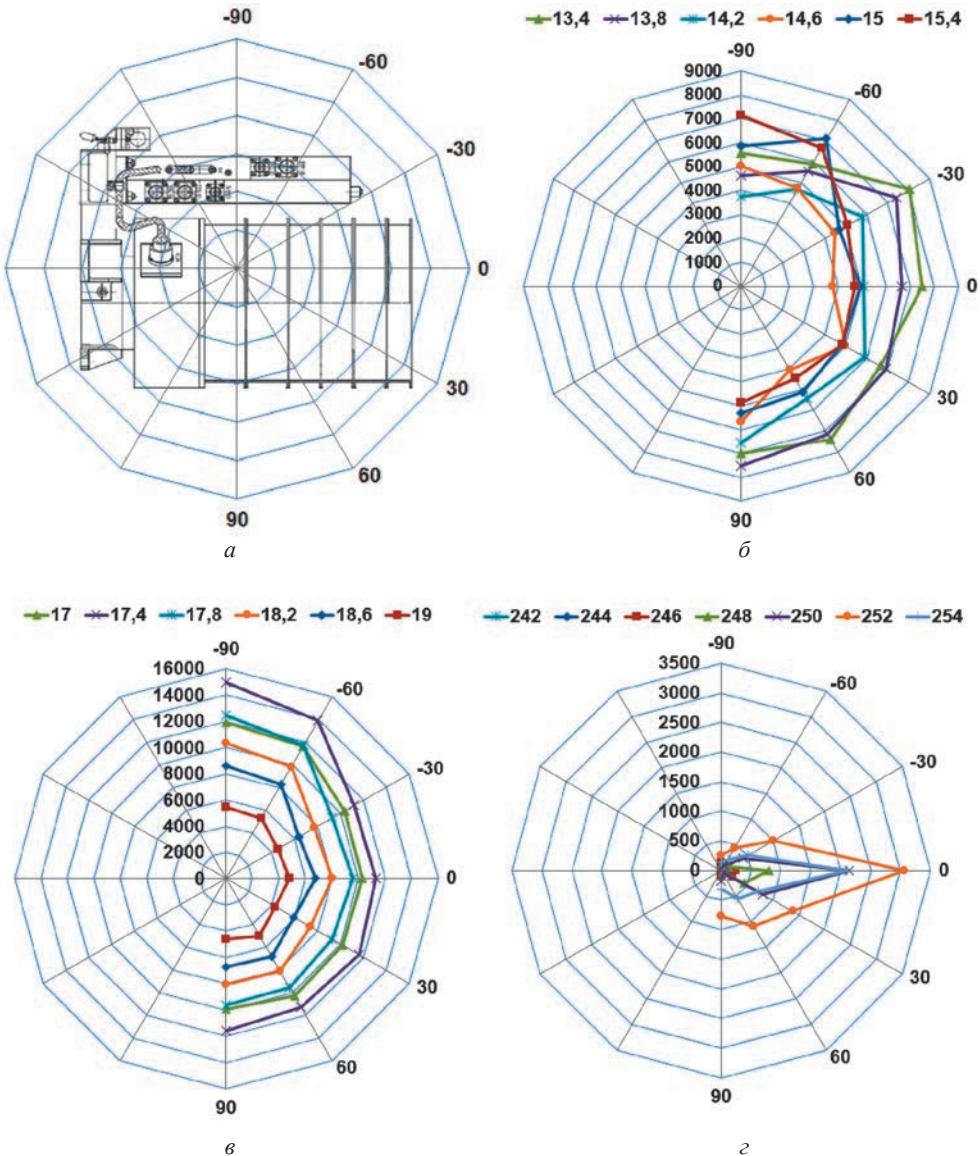


Рис. 7. Индикатрисы излучения БОКЗ-М2, расположенного горизонтально, при выборке частот

На следующем этапе проводились испытания по измерению индикатрисы излучения ЗД, расположенного под углом 45° к горизонту, как показано на рис. 8. БОКЗ-М2 двигался с шагом 30 аналогично предыдущему измерению.

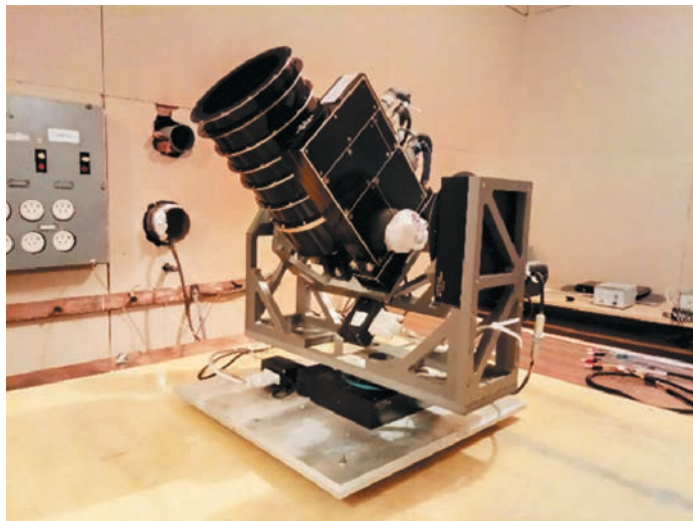


Рис. 8. БОКЗ-М2, расположенный на ТПП под углом 45° к горизонту

По результатам проведенных измерений построены графики зависимости напряженности поля от частоты при каждом положении БОКЗ-М2 относительно измерительной антенны. Итоговые данные представлены на рис. 9.

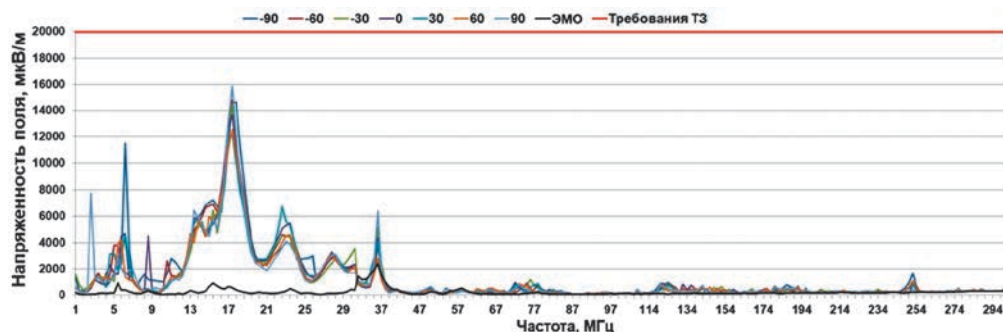


Рис. 9. График индикатрисы излучения БОКЗ-М2, расположенного под углом 45° к горизонту

На полученном графике наблюдается картина, отличная от измерений излучения горизонтально расположенного БОКЗ-М2. Стоит отметить, что максимальный уровень излучения также, как и при первом измерении, сосредоточен в диапазоне от 16 до 19 МГц и является менее неравномерным. Наибольший уровень излучения сосредоточен в диапазоне частот от 13 до 30 МГц. Для более детального анализа полученных данных были построены индикатрисы наиболее интересных частотных участков измерения излучения БОКЗ-М2, расположенного под углом 45° к горизонту, которые приведены на рис. 10.

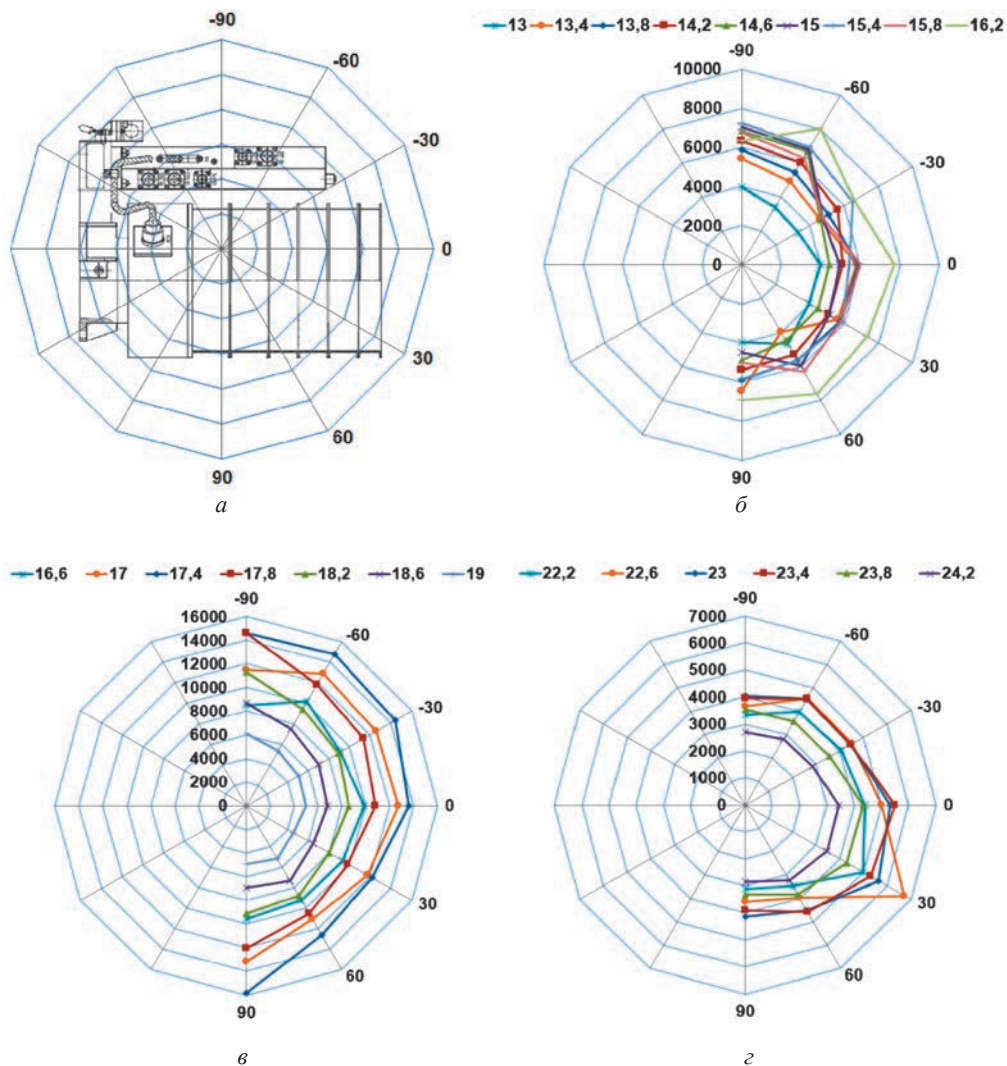


Рис. 10. Индикатрисы излучения БОКЗ-М2, расположенного под углом 45° к горизонту, при выборке частот

Как видно на рис. 10 а, б излучение в диапазоне частот от 13 до 19 МГц является практически равномерным. А в диапазоне от 22 до 24 МГц наибольший уровень излучения лежит в диапазоне от 0° до 30° .

При проведении измерения индикатрисы излучения вертикально расположенного ЗД БОКЗ-М2 вращался на 360° вокруг собственной оси от положения первого измерения, условно принятого как 0° (рис. 11а), против часовой стрелки с шагом 30° через промежуточные точки 90° , 180° , 270° (рис. 11 б, в, г).

Результатом проведенных измерений стали графики зависимости напряженности электрического поля от частоты при каждом положении БОКЗ-М2 относительно измерительной антенны. Итоговые данные представлены на рис. 12.

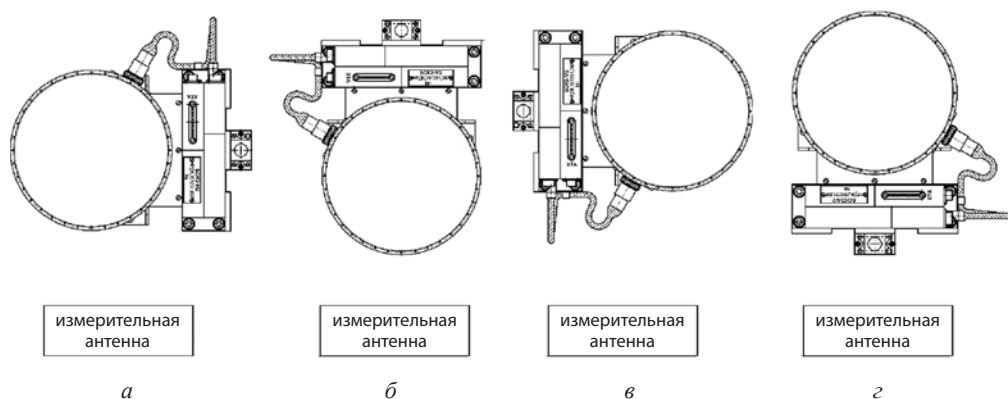


Рис. 11. Положения измерения напряженности поля вертикально расположенного БОКЗ-М2: а) положение 0° ; б) положение 90° ; в) положение 180° ; з) положение 270°

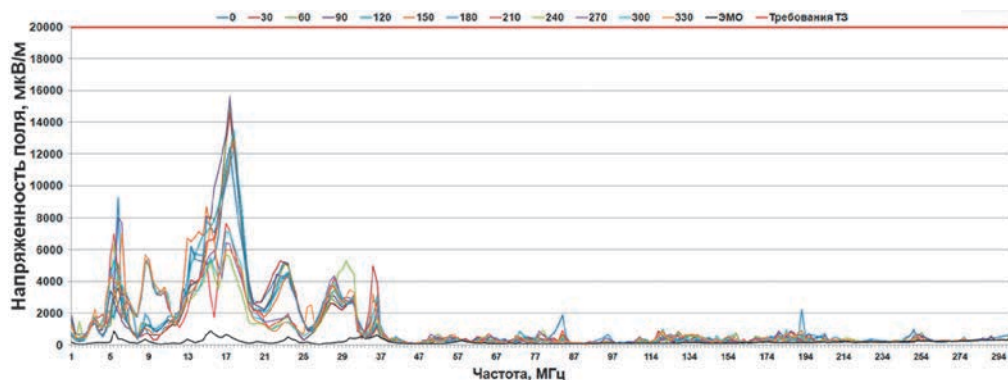
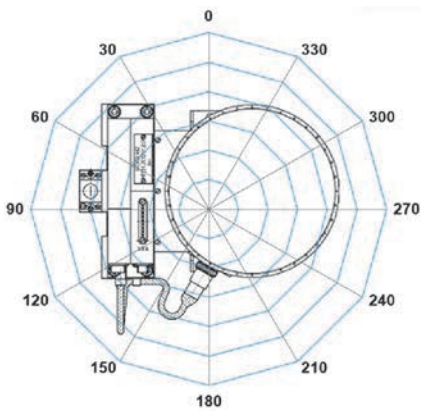


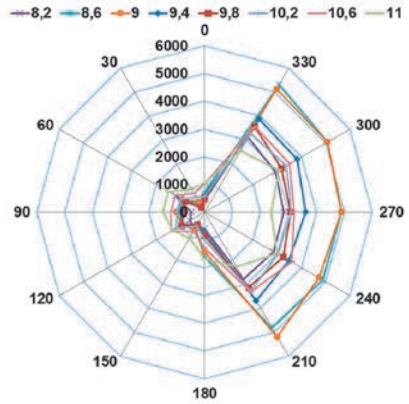
Рис. 12. График индикатрисы излучения вертикально расположенного БОКЗ-М2

Полученные данные отличаются от результатов предыдущих измерений наибольшей неравномерностью индикатрисы излучения. Максимальный уровень излучения также, как и при предыдущих измерениях, сосредоточен в диапазоне от 16 до 19 МГц. Наибольший уровень излучения находится в диапазоне от 5 до 37 МГц. ЭМО во всем рассматриваемом диапазоне частот имеет достаточно низкий уровень и не оказывает влияния на результаты измерений. Для более детального анализа полученных данных были построены индикатрисы наиболее интересных частотных участков измерения излучения вертикально расположенного БОКЗ-М2, которые приведены на рис. 13.

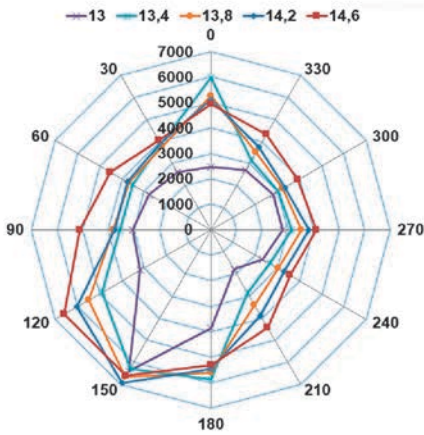
На индикатрисах, представленных на рис. 13, наблюдается явная неравномерность в зависимости от расположения БОКЗ-М2 относительно измерительной антенны. Излучение в диапазоне от 8 до 11 МГц имеет наибольшие значения в диапазоне от 210° до 330° , что предположительно связано с работой модуля видеотракта. Излучение в диапазоне частот от 16 до 19 МГц, как и в диапазоне от 21 до 24 МГц, большей частью идет со стороны блока электроники.



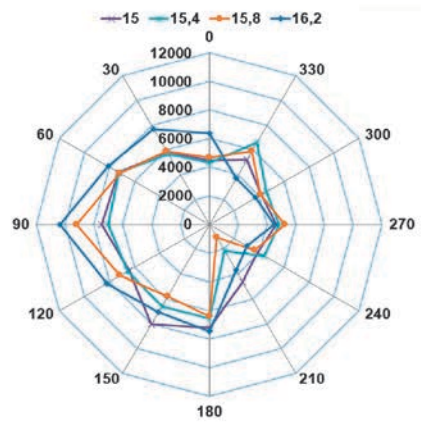
a



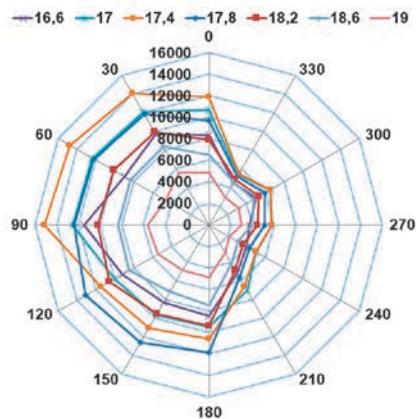
б



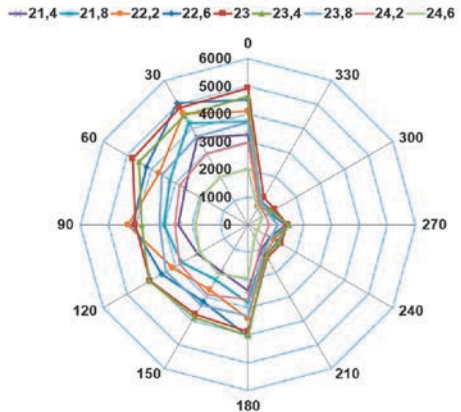
в



г



д



е

Рис. 13. – Индикатрисы излучения вертикально расположенного БОК3-М2 при выборке частот

ВЫВОДЫ

На основании проведенного исследования можно сделать следующие выводы.

- БОКЗ-М2 удовлетворяет требованиям ТЗ в части электромагнитной совместимости.
- Несимметричность излучения вызвана конструктивными особенностями блока электроники прибора БОКЗ-М2.
- Примерно 80% излучения БОКЗ-М2 находится в диапазоне от 5 до 37 МГц.
- Максимальный поток излучения от БОКЗ-М2 сосредоточен в диапазоне от 16 до 19 МГц, потенциальным источником является модуль процессора прибора БОКЗ-М2.

Работа по изучению индикатрисы излучения ЗД продолжается. Результаты планируются к опубликованию в следующих сборниках.

THE STUDY OF ELECTROMAGNETIC COMPATIBILITY OF STAR TRACKERS

***N.N. Brysin, N.A. Stroilov, V.M. Murav'ev, K.P. Lyubchenko, R.D. Sosin,
S.N. Romashin, A.P. Sankova***

Space Research Institute of the Russian Academy of Sciences (IKI)

The paper describes the study of the radiation indicatrix of the electromagnetic field of the BOKZ-M2 star tracker. The results of the study show the presence of the dependence of the electromagnetic radiation intensity on the position of the measuring antenna relative to the star tracker's body.

Keywords: star tracker, electromagnetic compatibility, radiation indicatrix.

Brysin Nikolaj Nikolaevich – researcher, PhD, *brysin@mail.ru*

Stroilov Nikolaj Aleksandrovich – junior researcher, *n.stroilov@gmail.com*

Murav'ov Vladimir Mihajlovich – chief designer of the project, *ikiran-otd57@yandex.ru*

Lyubchenko Konstantin Pavlovich – engineer, *kostya2154@gmail.com*

Sosin Roman Dmitrievich – engineer, *sosinrd@gmail.com*

Romashin Sergej Nikolaevich – engineer, *romashin.se@gmail.com*

Sankova Anna Pavlovna – engineer, *sankova.wow@mail.ru*

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

Н.Ф. Абрамов, С.В. Воронков, А.В. Никитин, И.В. Полянский, А.А. Форш

Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН)

В статье приводится описание телевизионной системы посадочной платформы (ТСПП-ЭМ), предназначенной для использования в составе комплекса научной аппаратуры космического аппарата «ЭкзоМарс-2020». Рассматриваются конструктивные особенности ТСПП-ЭМ и этапы съемки. Из конструктивных особенностей важно отметить, что в азимутальной плоскости оптические оси всех четырех камер (КАМ-О/ЭМ) разнесены на 90°, что позволяет обеспечить полный обзор линии горизонта за счет перекрывающихся полей зрения камер. Камеры размещены на краях посадочной платформы в непосредственной близости от внешнего контура на специальных кронштейнах. Для обеспечения возможности проведения съемок в нескольких режимах, а также сбора, хранения и последующей передачи полученных материалов в служебные системы КА для отправки на Землю используется блок сбора данных (БСД/ЭМ). Продемонстрированы результаты тестирования четырех обзорных камер КАМ-О из состава служебной телевизионной системы (СТС-Л) проекта «Луна-Глоб» с целью получения панорамного изображения. Приводятся сравнительные характеристики телевизионных систем, установленных на марсоходах Sojourner, Spirit, Opportunity и Curiosity, а также посадочной платформы InSight. Отличительной особенностью ТСПП-ЭМ является возможность получения в режиме видео и фотосъемки круговой панорамы в ходе снижения, посадки, а также пребывания на поверхности Марса.

Ключевые слова: КА ЭкзоМарс-2020, ТСПП-ЭМ, Марс, телевизионная съемка, панорамная съемка, посадочная платформа, научная аппаратура.

ВВЕДЕНИЕ

В последнее десятилетие мы наблюдаем значительный рост числа программ, посвященных исследованию Марса. В основе этих программ лежит разработка, испытания и последующий запуск к Марсу специального исследовательского оборудования, которое можно разделить по месту установки на два типа: искусственный спутник и десантный модуль. При этом десантный модуль обычно содержит марсоход (ровер). Каждый марсоход имеет свое место посадки и уникальное исследовательское оборудование. Следует особо выделить посадку марсоходов Sojourner, Spirit, Opportunity и Curiosity которые позволили провести высококачественную съемку поверхности Марса (*Mishkin et al.*, 1998; *Lemmon et al.*, 2004; *Arvidson et al.*, 2017). Очередным шагом стала разработка космического аппарата (КА) «ЭкзоМарс-2020» (совместный проект ГК Роскосмос и Европейского космического агентства), состоящего из двух модулей: перелетного и десантного. Десантный модуль содержит марсоход и посадочную платформу (ПП),

Абрамов Николай Фредерикович – инженер, *abramov.n2@mail.ru*

Воронков Сергей Владимирович – старший научный сотрудник, к.т.н., *servor@nserv.iki.rssi.ru*

Никитин Андрей Владимирович – старший научный сотрудник, к.т.н., *andvnik935@yandex.ru*

Полянский Иван Валерьевич – главный конструктор проекта, *ivpolyan@cosmos.ru*

Форш Анатолий Анатольевич – ведущий научный сотрудник, к.ф.-м.н., *forsh@ofo.iki.ru*

оснащенную телевизионной системой и приборами для исследования Марса. В данной статье будет рассмотрена работа телевизионной системы посадочной платформы (ТСПП-ЭМ).

НАЗНАЧЕНИЕ И СОСТАВ

Функциональным назначением системы ТСПП-ЭМ является формирование цифровых изображений окружающей обстановки и предметов, находящихся в пределах поля зрения камер (КАМ-О/ЭМ). Полученная информация сохраняется в памяти блока сбора данных (БСД/ЭМ), а затем передается в блок интерфейсов и памяти (БИП) из состава комплекса научной аппаратуры (КНА-ЭМ (КА) «ЭкзоМарс-2020») для последующей трансляции по радиоканалу на наземные пункты приема данных или ретрансляторы.

ТСПП-ЭМ предназначена для решения следующих задач научного и прикладного характера:

- регистрация цветных, радиометрически скорректированных статичных изображений поверхности и атмосферы Марса в видимой области оптического диапазона электромагнитных волн;
- проведение цветной видеосъемки приповерхностных и атмосферных процессов, в том числе исследование пылевой экзосферы Марса;
- измерение спектральных яркостей (цветности) окружающих объектов на трех длинах волн: 0,45, 0,55 и 0,65 мкм;
- формирование (в ходе наземной обработки) круговой панорамы поверхности Марса вокруг места посадки и построение видеоряда панорам;
- поддержка других научных экспериментов путем регистрации изображений или видео последовательностей;
- мониторинг окружающей обстановки в диапазоне горизонтальных углов до 360°;
- визуальный контроль схода марсианского ровера с платформы;
- съемка элементов конструкции ПП для контроля ее состояния;
- уточнение координат места посадки (совместно с изображениями, полученными в ходе посадки) и анализ карт рельефа;
- анализ отражательных / цветовых характеристик участка посадки.

Для полного кругового обзора поверхности с достаточным для построения панорамы перекрытием изображений, с захватом элементов конструкции ПП и участка неба 10–30° над горизонтом требуются четыре стационарных обзорных камеры с углом поля зрения 100–120° по горизонтали и вертикали. Хотя такие камеры будут обладать значительной дисторсией на краях поля зрения, геометрические искажения получаемых изображений смогут быть скорректированы на Земле по результатам предполетной геометрической калибровки камер.

Съемка поверхности, освещенной Солнцем, требует обеспечения большого динамического диапазона регистрируемых яркостей, отличающихся на 4–5 порядков. Должны регистрироваться как наиболее яркие, так и затененные участки марсианской поверхности, свечение горизонта, и даже звезды до ~4 звездной величины в случае съемки ночью. Пересвет допускается на изображении Солнца,

а также, возможно, на бликах в объективе от прямого солнечного света. Реализация указанного динамического диапазона возможна с помощью режимов программного HDR (High dynamic range) и цифрового накопления, обеспечивающих съемку серии кадров с различными временами экспозиции и их объединение на одном изображении.

РАСПОЛОЖЕНИЕ КАМЕР НА ПОСАДОЧНОЙ ПЛАТФОРМЕ

С целью получения обзорных изображений окружающей обстановки во время и после посадки в пределах поля зрения, в том числе для формирования круговой замкнутой панорамы, четыре КАМ-О/ЭМ устанавливаются на внешних незатененных участках корпуса ПП. Общий вид ПП КА «Экзомарс-2020» приведен на рис. 1.

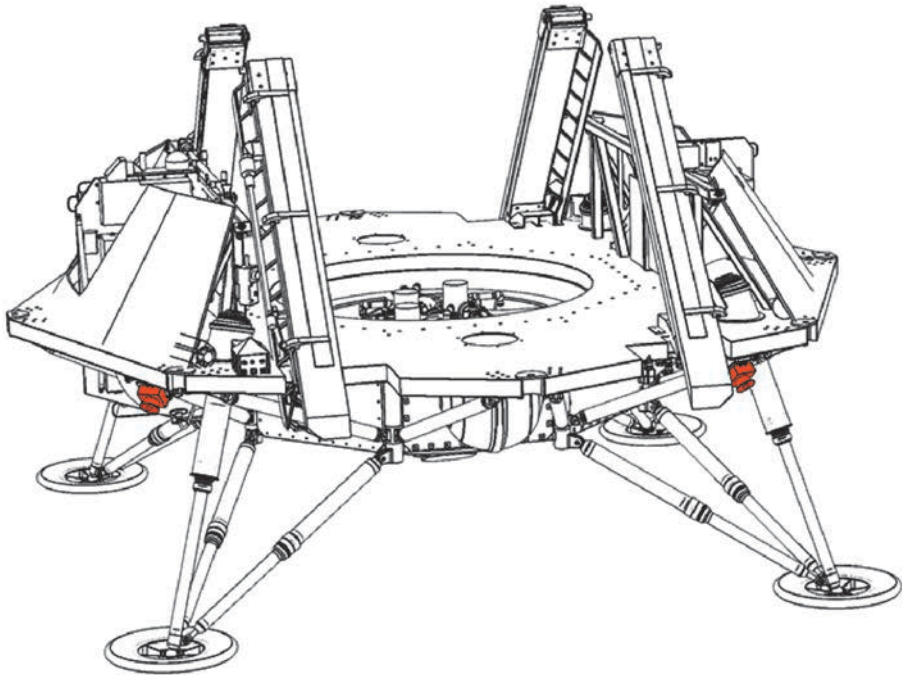


Рис. 1. Общий вид посадочной платформы КА «Экзомарс-2020».

Две из четырех камер ТСПП-ЭМ обозначены 1 и 2. Для наглядности на рисунке не показаны солнечные панели, трапы и ровер

Камеры ТСПП-ЭМ размещены на краях платформы в непосредственной близости от внешнего контура на специальных кронштейнах. Конструкторам космического аппарата удалось установить камеры только на нижней поверхности платформы, поскольку на верхней панели расположены элементы раскрывающихся солнечных панелей и трапов для схода ровера.

В азимутальной плоскости оптические оси камер разнесены на 90° , что позволяют обеспечить полный обзор линии горизонта за счет перекрывающихся полей зрения камер. Расстояния, на которых сходятся поля зрения, составляют ~ 8 метров по оси ОУ и ~ 11 метров по оси ОZ КА. На рис. 2 показаны площади перекрытия полей зрения и мертвые зоны.

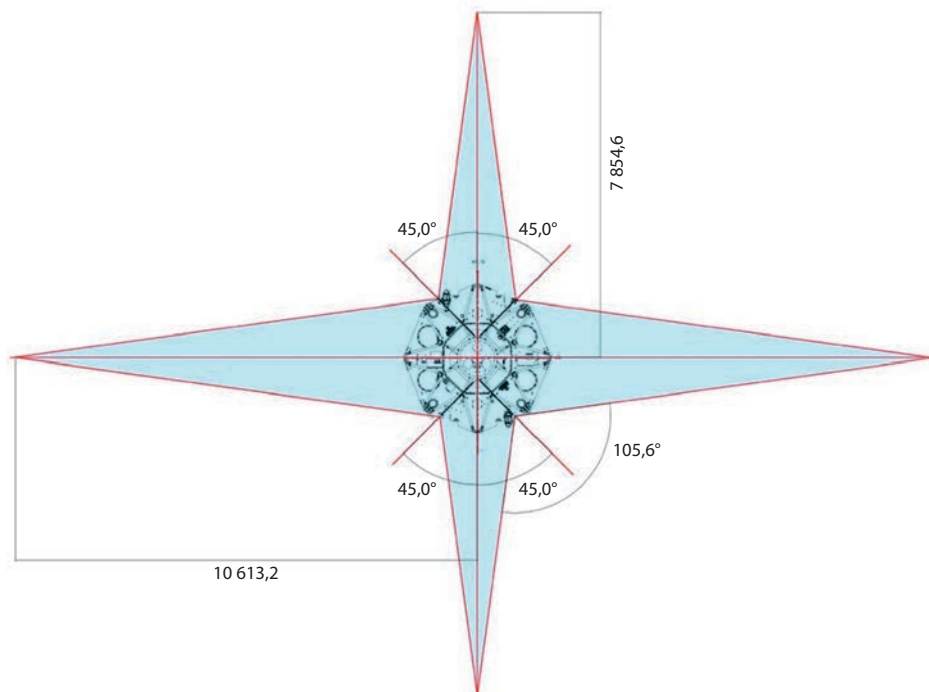


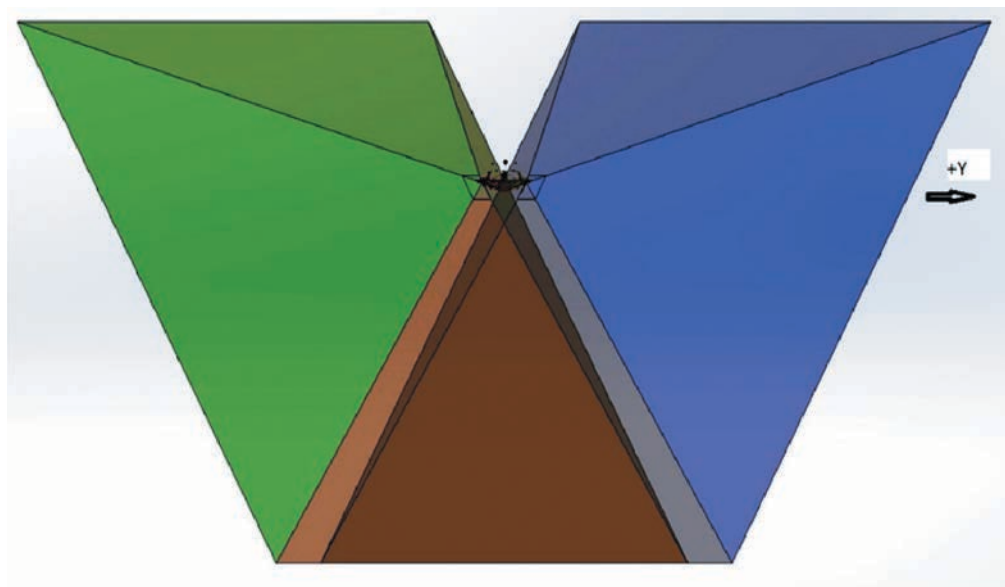
Рис. 2. Перекрытие полей зрения камер ТСПП в азимутальной плоскости по осям ОУ и ОZ КА. Голубым цветом закрашены мертвые зоны

В вертикальной плоскости оптические оси камер наклонены на 32° относительно плоскости горизонта, что позволяет вести съемку 36-ти градусной панорамы всей видимой поверхности Марса в процессе снижения и посадки. На рис. 3 показаны модельные изображения полей зрения камер и их перекрытия в вертикальных плоскостях.

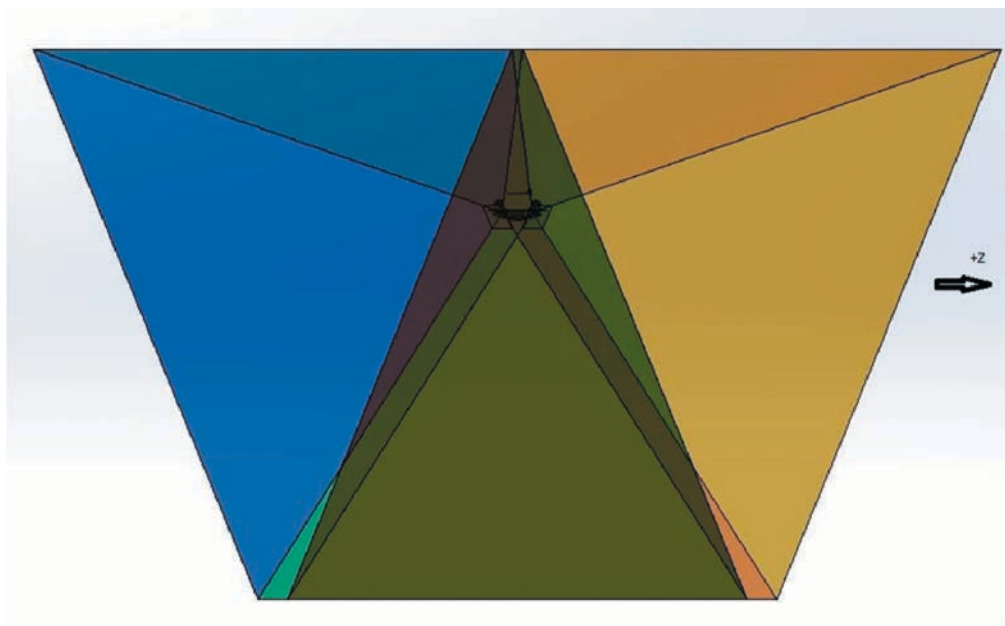
ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ТСПП-ЭМ

ТСПП-ЭМ представляет собой функционально законченную систему, имеющую в своем составе все необходимые программно-аппаратные ресурсы для обеспечения требований назначения.

Включение и отключение ТСПП-ЭМ осуществляется от БИП. Реализация рабочей конфигурации ТСПП-ЭМ производится из БСД/ЭМ подачей (снятием) напряжения питания на соответствующие камеры, количество которых определяется заданным режимом работы ТСПП-ЭМ.



a



б

Рис. 3. Моделирование вертикального пересечения полей зрения камер в плоскостях XOY (*a*) и XOZ (*б*) Для каждой камеры поле зрения показано своим цветом

Полученные камерами изображения в виде цифрового потока передаются в БСД/ЭМ и сохраняются во внутренней энергонезависимой памяти включенного полукомплекта БСД/ЭМ. Объем памяти в каждом полукомплекте – 3 Гбайт.

Основные характеристики ТСПИ-ЭМ приведены в табл. 1.

Таблица 1. Основные характеристики ТСПП-ЭМ

характеристика	значение
количество камер обзорных КАМ-О/ЭМ	4
количество блоков сбора и обработки данных БСД/ЭМ	1
назначенный срок службы, лет	3
из них:	
- эксплуатация и хранение в наземных условиях, лет	2
- натурная эксплуатация в космосе, лет	1
вероятность безотказной работы за время эксплуатации в штатных условиях, не менее	0,95
диапазон рабочих давлений окружающей среды, мм рт. ст	от 10^{-6} до 10^{-13}
максимальное энергопотребление, Вт, не более	20
рабочая температура	от -20 до $+50^{\circ}\text{C}$

Структурная схема ТСПП-ЭМ приведена на рисунке 4.

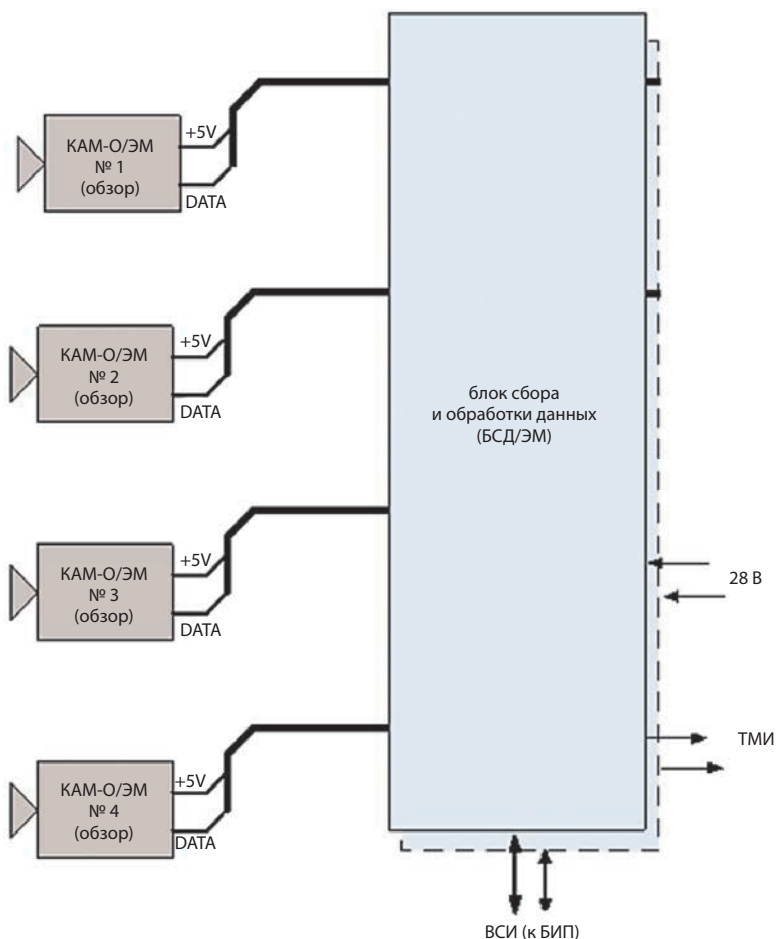


Рис. 4. Структурная схема ТСПП-ЭМ

ОПИСАНИЕ КАМЕР КАМ-О/ЭМ

Основные технические характеристики КАМ-О/ЭМ приведены в табл. 2.

Таблица 2. Основные характеристики КАМ-О/ЭМ

характеристика	значение
угловое поле зрения, °	115×115
размер матрицы, мм	11,264×11,264
число рабочих пикселей	2048×2048
относительное отверстие объектива, не менее	1:8
угловой размер пиксела, угл. мин., не более	3,5
выходная разрядность квантования, бит, не менее	8
цветность	RGB
максимальный темп съемки, не менее	1 кадр/с
динамический диапазон одиночного кадра, дБ	60
ГРИП (глубина резко изображаемого пространства) при диаметре кружка нерезкости равном 1,6 диагонали пикселя датчика изображения, м, не менее	от 1,0 до ∞
масса, кг	0,4
габариты, мм из них:	
- высота, не более	79
- диаметр бленды,	107
- размер посадочной плоскости	109×97
максимальное энергопотребление, не более, Вт	1,8

Внешний вид КАМ-О/ЭМ представлен на рис. 5.



Рис. 5. Внешний вид КАМ-О/ЭМ

В КАМ-О/ЭМ используется малоформатный широкоугольный объектив ОВК-4,8-ЭМ с фокусным расстоянием $f=4,8$ мм, угловым полем зрения $115^\circ \times 115^\circ$ и относительным отверстием $D:f=1:8$. В качестве фоточувствительного элемента в камерах используется неохлаждаемая КМОП-матрица CMV4000 размером $11,26 \times 11,26$ мм, каждый пиксель которой имеет размер $5,5 \times 5,5$ мкм. Количество пикселей на матрице составляет 2048×2048 .

Форматы изображений, получаемые с камер ТСПП-ЭМ, приведены в табл. 3.

Таблица 3. Форматы изображений, получаемых при работе с камерами

ширина×высота, пиксель	бинирование	разрядность, бит	цветность	объем в памяти, Мбит
2048×512	нет	12	RGB	16
1024×1024	2×2	14	Монохром	16
1024×1024	2×2	14	RGB	16
2048×2048	нет	12	RGB	64

ОПИСАНИЕ БСД/ЭМ

БСД/ЭМ представляет собой резервированную вычислительно-управляющую машину с набором информационных интерфейсов и энергонезависимой памятью для хранения данных. Конструктивно БСД/ЭМ реализован в виде моноблока. Функционально БСД/ЭМ состоит из двух идентичных полуккомплектов – основного и резервного.

БСД/ЭМ предназначен для выполнения следующих основных функций:

- информационный обмен по высокоскоростному интерфейсу (ВСИ) с БИП
- управление функционированием КАМ-О/ЭМ и получение от них видеоданных по специальным интерфейсам связи;
- хранение в энергонезависимой памяти видеоданных и телеметрической информации, полученной от камер, а также собственной телеметрической информации для последующей трансляции на Землю;
- предварительная обработка записанных видеоданных с целью уменьшения объема информации, передаваемой на Землю (сжатие, формирование фрагментов и т.п.);
- обеспечение электропитанием четырех КАМ-О/ЭМ;
- самотестирование и тестирование работоспособности четырех камер наблюдения автоматически или по команде, хранение результатов тестирования для последующей передачи на Землю;
- хранение текущих настроек четырех КАМ-О/ЭМ.

Удаление массивов данных из внутренней энергонезависимой памяти БСД/ЭМ должно происходить по команде от БИП, в том числе и в случае заполнения всей внутренней памяти БСД/ЭМ.

В состав БСД/ЭМ также входит модуль вторичного источника питания (МВИП), который выполняет следующие функции:

- преобразование напряжения бортсети во вторичные напряжения, гальванически развязанные от напряжения бортсети и необходимые для работы ТСПП-ЭМ;
- коммутация питания КАМ-О/ЭМ;
- контроль наличия напряжения бортсети;
- контроль температуры корпуса БСД/ЭМ;
- защиту от токовых перегрузок в цепях электропитания.

Вторичный источник питания (МВИП) БСД/ЭМ состоит из двух идентичных каналов, основного и резервного. В МВИП установлен узел контроля температуры прибора и цепи контроля стыковки для контроля правильности стыковки соединителей БСД/ЭМ, а также устройство защиты, срабатывающее при превышении потребляемого от бортсети тока. Включение МВИП осуществляется подачей напряжения бортсети на соответствующий канал. Время непрерывной работы БСД-ЭМ не должно превышать 10 минут.

Основные характеристики БСД/ЭМ приведены в табл. 4.

Таблица 4. Основные характеристики БСД/ЭМ

характеристика	значение
количество полукомплектов	2
объем памяти в одном полукомплекте, Гбайт	3
масса, кг	1,7
габариты, мм, не более	228×155×81
максимальная потребляемая мощность, Вт, не более	12,8

ЭТАПЫ СЪЕМКИ

ТСПП-ЭМ функционирует согласно циклограммам работы, описанным ниже.

Передача данных на Землю для каждой циклограммы определяется графиком работы радиоканала.

Циклограмма «Перелет»

На этапе перелета к Марсу предусматривается включение аппаратуры ТСПП-ЭМ для проведения диагностики ее блоков, формирования нескольких массивов штатной телеметрической информации (ШТМИ), диагностической телеметрической информации (ДТМИ) и тестовых кадров с четырех камер. Объем проверок определяется возможностями по передаче данных при перелете КА.

Циклограмма «Снижение и посадка»

На этапе снижения и посадки планируется включение аппаратуры ТСПП-ЭМ для проведения панорамной видеосъемки вплоть до касания поверхности, а также панорамной съемки высокого разрешения непосредственно после посадки.

Циклограмма «Поверхность-1»

При первом включении на поверхности предусматривается проведение полной проверки аппаратуры ТСПП-ЭМ и съемка панорамы.

Циклограмма «Поверхность-2»

Время и количество включений ТСПП-ЭМ определяются дополнительно, исходя из доступной энергетике и информативности радиоканала.

КОНСТРУКТИВНЫЕ ОСОБЕННОСТИ

В оптико-физическом отделе ИКИ РАН имеется многолетний опыт разработки оптико-электронных систем космического назначения, например, телевизионной системы навигации и наблюдения (ТСНН) проекта «Фобос-Грунт» для съемки Фобоса и служебной телевизионной системы (СТС-Л) в рамках проекта «Луна-Глоб», предназначенной для телевизионных съемок Луны (*Mishkin et al.*, 1998; *Эльяшев и др.*, 2014). Используемые при разработке ТСПП-ЭМ конструкторские, схемотехнические и программные решения обеспечивают:

- полный круговой обзор;
- получение резких изображений во всем интервале расстояний;
- получение цветовой информации;
- динамический диапазон $\geq 10^4$ для съемки как освещенных, так и затененных участков поверхности;
- достижения компромисса между размером изображения (с учетом узкой ширины полосы пропускания радиоканала) и его качеством за счет использования оптимального алгоритма сжатия изображения (JPEG-LS (LOCO)).

ТЕСТИРОВАНИЕ КАМЕР

В рамках испытаний системы СТС-Л, разработанной для посадочных аппаратов лунных миссий и являющейся изделием-прототипом для ТСПП-ЭМ, были получены кадры с четырех обзорных камер КАМ-О из состава СТС-Л (*Жуков и др.*, 2010), установленных на специальную оснастку (рис. 6). КАМ-О по своим основным оптико-физическим характеристикам является идентичной КАМ-О/ЭМ. Оснастка позволяет установить произвольный угол наклона для каждой из четырех камер. В ходе тестирования угол наклона камер составлял 35 градусов от вертикальной оси.

При помощи контрольно-испытательной аппаратуры (КИА) СТС-Л были заданы следующие параметры съемки:

- количество кадров для усреднения внутри одной экспозиции – 9;
- минимальная экспозиция – 1 мс;
- число шагов HDR – 16.

После проведения съемки, кадры были переданы на КИА СТС-Л при помощи имитатора радиоканала с обоих полукомплектов. Проведена успешная проверка полноты и целостности полученных данных.

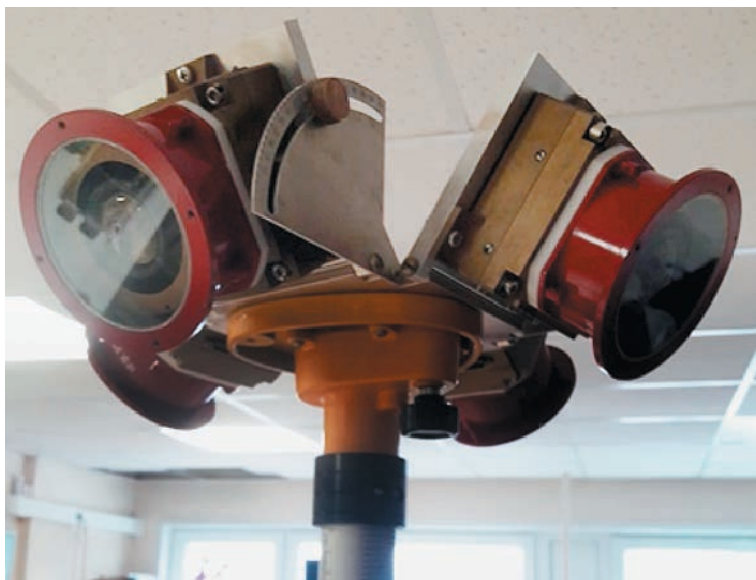


Рис. 6. Фотография оснастки для проведения съемки панорамы



Рис. 7. Панорама, собранная из четырех кадров

Полученные кадры были обработаны при помощи специального ПО, в результате чего была получена круговая панорама комнаты (рис. 7). Результирующее изображение имеет формат 6220×6408 пикселей и динамический диапазон порядка 10^5 .

Площадь перекрытия кадров и размер «мертвой» зоны под аппаратом будут измерены в АО «НПО Лавочкина» во время испытаний на макете посадочного аппарата. В текущем эксперименте такие измерения не проводились, т.к. расположение камер не соответствует штатному. Однако полученный результат полностью удовлетворяет задаче качественной панорамной съемки поверхности Марса.

Сборка HDR не привела к появлению визуально заметных дефектов кадра, яркость и баланс белого на кадрах удалось выровнять, кадры имеют множество общих точек.

ОБЗОР КАМЕР МАРСОХОДОВ И ПОСАДОЧНЫХ ПЛАТФОРМ

Для исследования структуры марсианской поверхности необходима высококачественная телевизионная система, дающая изображение с малыми геометрическими и яркостными искажениями, имеющая высокое угловое разрешение при большом угле обзора, т.е. большую четкость.

Однако к телевизионной системе для управления, по сравнению с системой для научных наблюдений, предъявляются меньшие требования по четкости и угловой разрешающей способности, так как ее основное назначение обеспечивать надежное опознавание лишь тех, сравнительно крупных, препятствий – камней, кратеров, трещин, которые представляют опасность для движения марсохода.

Существует большой опыт применения таких систем как в марсоходах, так и на посадочных платформах. Сравнительные характеристики камер ПП КА «Экзомарс-2020» и ПП InSight и использовавшихся в марсоходах Spirit, Opportunity, Curiosity и Sojourner приведены в табл. 5 (Malin et al., 2017; Gunn, Cousins, 2016; Josset et al., 2017; Coates et al., 2017). По сравнению с панорамными камерами, использованными в других миссиях, КАМ-О/ЭМ имеет матрицу большего разрешения, а также большое поле зрения, что позволит получить изображения лучшего качества. Таким образом, оптико-физические характеристики КАМ-О/ЭМ смогут обеспечить выполнение поставленных задач телевизионных съемок.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Представлены основные функциональные возможности телевизионной системы посадочной платформы (ТСПП-ЭМ) космического аппарата (КА) «Экзо-Марс-2020». Решению целевых задач получения фото- и видеоматериалов на всех этапах летных испытаний КА способствует выбор оптимальных характеристик камер КАМ-О/ЭМ и их расположение на посадочной платформе. БСД/ЭМ обеспечивает возможность проведения съемок в нескольких режимах, а также сбор, хранение и последующую передачу полученных материалов в служебные системы КА для отправки на Землю.

Таблица 5 . Сравнительные характеристики камер марсоходов и КА «Экзомарс-2020»

	КА «Экзомарс-2020»		InSight
	ПП	Марсоход	ПП
место установки	ПП	Марсоход	ПП
год посадки	2021	2021	2018
служебные камеры, шт.	-	4	1
научные камеры, шт.	4	4	1
навигационные камеры, шт.	-	2, NavCam 1024×1024 ПЗ 45° Стереобаза 150 мм 2, LocCam 1024×1024	1, IDC ПЗС 1024×1024 ПЗ45°
камеры по предотвращению опасных ситуаций, шт.	-	-	-
панорамная камера, шт.	4 КАМ-О/ЭМ, цвет. КМОП 2048×2048 ПЗ 115°×115° (F4,8 мм)	2 широкоугольные камеры (WAC) для мультиспектральной съемки ПЗ 32.28° (F21,85 мм) 1024×1024; 1 камера высокого разрешения (HRC) КМОП APS ПЗ 4.88° (F180 мм) 1024×1024	1, ICC ПЗС, 1024×1024 ПЗ 124°×124°
другие научные камеры	-	CLUPI, КМОП APS 2652×1768; 3 цвета ПЗ 14°±2° диаг. (11.9°×8.0°)	-

Таблица 5 . Сравнительные характеристики камер марсоходов и КА «Экзомарс-2020»

	Curiosity	Opportunity и Spirit	Sojourner
место установки	марсоход	марсоход	марсоход
год посадки	2012	2004	1997
служебные камеры, шт.	12	6	2
научные камеры, шт.	5	6	1
навигационные камеры, шт.	2, стерео Ч/Б ПЗ 45°	2, стерео	1 стерео Ч/Б ПЗС, 768×484
камеры по предотвращению опасных ситуаций, шт.	8 Ч/Б ПЗС 1024×1024 ПЗ 120°	4 Ч/Б ПЗС 1024×1024 ПЗ 120°	-
панорамная камера, шт.	2 MastCam цвет. ПЗС фото 1600×1200 видео 720р 10 Гц ПЗ 15 и 5,1° (F34 мм)	2, стерео цвет. ПЗС Mitel 1024×2048 ПЗ 16°×16° (F43 мм)	-
другие научные камеры	MastCam, MAHLI, MARDI, ChemCam	Mini-TES	поворотная цвет., ПЗС 768×484

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Жуков Б.С., Жуков С.Б., Снеткова Н.И., Теплухина Т.Р. Проверка характеристик камер телевизионной системы навигации и наблюдения по результатам натуральных съемок. // Вторая Всероссийская научно-техническая конференция «Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов». Таруса. 13-16 сентября 2010 г. Сборник трудов. ИКИ РАН. 2011.
- [2] Эльяшев Я.Д., Бессонов Р.В., Полянский И.В., Прохорова С.А., Жуков Б.С. Алгоритмы работы съемочных камер служебной телевизионной системы космического аппарата «Луна-Глоб». // Четвертая Всероссийская научно-техническая конференция «Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов». Таруса. 8–11 сентября 2014 г. Сборник трудов. ИКИ РАН. 2015.
- [3] Arvidson R.E., Iagnemma K.D., Maimone M., Vasavada A.R. Relating geologic units and mobility system kinematics contributing to Curiosity wheel damage at Gale Crater Mars.// Journal of Terramechanics. October 2017. Volume 73. pp. 73-93.
- [4] Coates A.J., Jaumann R., Griffiths A. The PanCam Instrument for the ExoMars Rover. // Astrobiology. 2017. Vol. 17. No. 6-7. pp. 511-541.
- [5] Gunn M, Cousins C.R. Mars surface context cameras past, present, and future. // Earth and Space. 2016. Vol. 3.4. pp. 144-162.
- [6] Josset J.-L., Westall F., Hofmann B.A., Vago J.L. The Close-Up Imager Onboard the ESA ExoMars Rover: Objectives, Description, Operations, and Science Validation // Activities Astrobiology. 2017. Vol. 17(6-7). pp. 595-611.
- [7] Lemmon M.T., Wolff M.J., Smith M.D. Atmospheric Imaging Results from the Mars Exploration Rovers: Spirit and Opportunity.// Science. 2004. Vol. 306. pp.1753-1756.
- [8] Malin M.C., Ravine M.A., Caplinger M.A. The Mars Science Laboratory (MSL) Mast cameras and Descent imager: Investigation and instrument description. // Earth and Space. 2017. August4(8). pp. 506-539.
- [9] Mishkin A.H., Morrison J.C., Nguyen T.T., Stone H.W., Cooper B.K. Experiences with Operations and Autonomy of the Mars Pathfinder Microrover. // Proceedings of the IEEE Aerospace Conference. 1998. March. Aspen. CO.

REMOTE TELEVISION IMAGING FROM THE LANDING PLATFORM OF THE «EXOMARS-2020» SPACECRAFT

N.F. Abramov, S.V. Voronkov, A.V. Nikitin, I.V. Polyanskij, A.A. Forsh

Space Research Institute of the Russian Academy of Sciences (IKI)

The article describes the television system of the landing platform (TSPP-EM), designed for use in the complex of scientific instruments of the «ExoMars-2020» spacecraft. Design features of TSPP-EM as well as imaging stages are considered. Among the construction features it is important to note that, the optical axes of all four cameras (CAM-O/EM) are spaced by 90° in the azimuthal plane. This makes it possible a complete overview of the horizon line due to the overlapping fields of view of the cameras. The cameras are placed on the edges of the landing platform in close proximity to the outer boundary on special brackets. The data collection unit (BSD/EM) is used to provide the possibility of imaging in several modes, as well as the collection, storage and subsequent transfer of the received data to the spacecraft housekeeping systems for sending to the Earth. The results

of testing of four surveillance cameras KAM-O from the housekeeping television system (STS-L) of the Luna-Glob project in order to obtain a panoramic image are demonstrated. The comparative characteristics of television systems installed on the Mars Rovers Sojourner, Spirit, Opportunity and Curiosity, as well as the InSight landing platform are given. A distinctive feature of TSPP-EM is the ability to obtain a circular panorama in a video and photo mode during the descent, landing, as well as stay on the surface of Mars.

Keywords: ExoMars-2020 spacecraft, TSPP-EM, Mars, TV imaging, panoramic imaging, landing platform, scientific instrumentation.

REFERENCES

- [1] *Zhukov B.S., Zhukov S.B., Snetkova N.I., Teplukhina T.R.* Proverka kharakteristik kamer televizionnoi sistemy navigatsii i nablyudeniya po rezultatam naturnykh s"emok (Verification of camera characteristics of a television navigation and observation system based on the results of field surveys), Vtoraya nauchno-tekhnicheskaya konferentsiya "Sovremennye problem orientatsii i navigatsii kosmicheskikh apparatov" Tarusa, September 13-16, 2010, Sbornik trudov, IKI RAN, 2011.
- [2] *Eliashev Ya.D., Bessonov R.V., Polyanskiy I.V., Prokhorova S.A., Zhukov B.S.* Algoritmy raboty s"yomochnykh kamer sluzhebnoj televizionnoj sistemy kosmicheskogo apparata «Luna-Glob» (Algorithms of operation of imaging cameras of the "Luna-Glob" spacecraft housekeeping television system), IV Vserossiyskaya nauchno-tekhnicheskaya konferentsiya «Sovremennye problemy orientatsii i navigatsii kosmicheskikh apparatov», Tarusa, September 8–11, 2014, Sbornik trudov, IKI RAN, 2015.
- [3] *Arvidson R.E., Iagnemma K.D., Maimone M., Vasavada A.R.* Relating geologic units and mobility system kinematics contributing to Curiosity wheel damage at Gale Crater Mars, *Journal of Terramechanics*, October 2017, Volume 73, pp. 73-93.
- [4] *Coates A.J., Jaumann R., Griffiths A.* The PanCam Instrument for the ExoMars Rover, *Astrobiology*, 2017, Vol. 17, No. 6-7, pp. 511-541.
- [5] *Gunn M., Cousins C.R.* Mars surface context cameras past, present, and future, *Earth and Space*, 2016, Vol. 3.4, pp. 144-162.
- [6] *Josset J.-L., Westall F., Hofmann B.A., Vago J.L.* The Close-Up Imager Onboard the ESA ExoMars Rover: Objectives, Description, Operations, and Science Validation, *Activities Astrobiology*, 2017, Vol. 17(6-7), pp. 595-611.
- [7] *Lemmon M.T., Wolff M.J., Smith M.D.* Atmospheric Imaging Results from the Mars Exploration Rovers: Spirit and Opportunity, *Science*, 2004, Vol. 306, pp.1753-1756.
- [8] *Malin M.C., Ravine M.A., Caplinger M.A.* The Mars Science Laboratory (MSL) Mast cameras and Descent imager: Investigation and instrument description, *Earth and Space*, 2017, August4(8), pp. 506-539.
- [9] *Mishkin A.H., Morrison J.C., Nguyen T.T., Stone H.W., Cooper B.K.* Experiences with Operations and Autonomy of the Mars Pathfinder Microrover, *Proceedings of the IEEE Aerospace Conference*, 1998, March, Aspen, CO.

Abramov Nikolay Frederikovich – engineer, abramov.n2@mail.ru

Voronkov Sergey Vladimirovich – senior researcher, PhD, servor@nserv.iki.rssi.ru

Nikitin Andrey Vladimirovich – senior scientist, PhD, andvnik935@yandex.ru

Polyanskiy Ivan Valerievich – main construction engineer of a project, ivpolyan@cosmos.ru

Forsh Anatoly Anatolievich – leading researcher, PhD, forsh@ofo.iki.ru

АВТОМАТИЗАЦИЯ ПОЛЕТНОЙ ГЕОМЕТРИЧЕСКОЙ КАЛИБРОВКИ КОМПЛЕКСА МНОГОЗОНАЛЬНОЙ СПУТНИКОВОЙ СЪЕМКИ КМСС-М НА КА «МЕТЕОР-М» № 2

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

Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН)

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

Ключевые слова: КМСС-М, «Метеор-М» № 2, геометрическая калибровка, элементы внутреннего ориентирования, контрольные точки, КА Sentinel

ВВЕДЕНИЕ

Комплекс многозональной спутниковой съемки (КМСС-М) на КА «Метеор-М» № 2 является усовершенствованной версией комплекса КМСС на КА «Метеор-М» № 1 (*Аванесов и др.*, 2013) и продолжает начатую КМСС ежедневную съемку территории России и прилегающих стран в видимом и ближнем ИК диапазонах со средним пространственным разрешением. Видеоданные КМСС, дополненные синхронной навигационной информацией, автоматически принимаются, обрабатываются в потоковом режиме, архивируются и каталогизируются на наземных приемных станциях в Москве, Новосибирске и Хабаровске. Полученные материалы используются для решения широкого круга задач землепользования, экологического мониторинга, контроля чрезвычайных ситуаций, оценки ледовой обстановки на морях, реках, озерах и водохранилищах и др.

Геометрическая калибровка камер КМСС и КМСС-М проводилась на Земле и ежегодно проверяется в полете по контрольным точкам, выбираемым оператором на изображениях и на карте вручную (*Никитин и др.*, 2009). Задачей данной работы являлась автоматизация полетной геометрической калибровки камер за счет автоматического распознавания на изображении контрольных

Жуков Борис Сергеевич – старший научный сотрудник, к.ф.-м.н., bjhukov@iki.rssi.ru

Жуков Станислав Борисович – инженер, sbjhukov@iki.rssi.ru

Кондратьева Татьяна Викторовна – старший научный сотрудник, к.ф.-м.н., tkondratieva@iki.rssi.ru

Никитин Андрей Владимирович – старший научный сотрудник, к.т.н., andvnik935@yandex.ru

точек из созданного банка контрольных точек, что позволяет повысить точность калибровки, проанализировать ее стабильность, а также использовать эту процедуру для географической привязки изображений по контрольным точкам.

ХАРАКТЕРИСТИКИ И ВИДЕОДАННЫЕ КМСС-М

КМСС-М включает в себя две камеры с фокусным расстоянием 100 мм, условно обозначаемые МСУ-201 и МСУ-202, и одну камеру с фокусным расстоянием 50 мм, условно обозначаемую МСУ-250. Основные характеристики камер, входящих в состав КМСС-М, приведены в табл.1. В фокальной плоскости каждой камеры находятся три линейных ПЗС-фотоприемника за спектральными фильтрами, формирующими спектральные зоны каналов. Каналы 1 и 3 камер смотрят, соответственно, вперед и назад по трассе полета, каналы 2 – в надир. Камеры МСУ-201 и МСУ-202 устанавливаются на приборную платформу КА таким образом, что их оптические оси отклоняются от «вертикальной» оси космического аппарата на угол $\pm 14^\circ$ в плоскости, перпендикулярной плоскости орбиты. В результате обеспечивается формирование суммарной полосы обзора камер МСУ-201 и МСУ-202, примерно равной ширине полосы обзора МСУ-250.

Спектральные зоны МСУ-201 и МСУ-202 оптимизированы для исследования поверхности суши, а МСУ-250 – для исследования акваторий.

Таблица 1. Характеристики камер КМСС-М на КА «Метеор-М» № 2

параметры	камера		
	МСУ-201, МСУ-202		МСУ-250
фотоприемники	3 линейных ПЗС		
размер элементарного детектора, мкм	7		
число активных элементов в строке	7926		
фокусное расстояние, мм	100		50
спектральные каналы, мкм	№ 1: 0,7–0,9 № 2: 0,63–0,68 № 3: 0,535–0,575	№ 1: 0,45–0,51 № 2: 0,37–0,45 № 3: 0,58–0,69	
номинальный угол наклона плоскости наблюдения каналов вдоль трассы полета, град.	№ 1: 8,67 № 2: 0 № 3: –8,67		№ 1: 16,95 № 2: 0 № 3: –16,95
номинальный угол наклона камеры перпендикулярно плоскости орбиты, град.	–14	14	0
угловое разрешение, угл. сек.	14,4		28,8
проекция элемента на поверхность, м (H = 830 км)	60		120
захват, км (H = 830 км)	960 (двумя камерами)		940
разрядность АЦП / изображения, бит	16 / 8		
динамический диапазон	5000		
масса, кг	2,9		2,3
максимальное энергопотребление, Вт	6,8		6,8

После получения и распаковки видеоданных КМСС-М для каждого маршрута съемки формируются:

- исходные изображения маршрута $I(s,L)$ в трех спектральных зонах, где L – номер снятой строки, s – номер пиксела в строке (т.е. номер активного элементарного детектора в ПЗС-линейке);
- навигационный файл, содержащий для каждой строки L исходных изображений время регистрации, радиус-вектор КА $\mathbf{R}_{КА}$ в гринвичской геоцентрической системе координат (ГСК) и матрицу перехода из обобщенной системы координат звездных датчиков (СКЗД) в ГСК $\mathbf{T}_{ГСК-СКЗД}$.

Типичная длина маршрута – 120–130 тыс. строк.

Навигационный файл создается на основе информации бортового синхронизирующего координатно-временного устройства (БСКВУ-М), в состав которого входят: аппаратура формирования бортового времени и опорной сетки синхрочастот, аппаратура спутниковой навигации ГЛОНАСС/GPS, используемая для определения положения КА на орбите, и два звездных датчика БОКЗ-М, используемых для измерения ориентации КА. Ошибка определения положения КА на орбите – 10–15 м (1σ). Ошибка измерения ориентации звездными датчиками – 2 угл. сек (1σ), что с высоты 830 км соответствует линейной ошибке на поверхности 8 м. Таким образом, ошибки навигационной информации значительно меньше размера элемента разрешения, что позволяет ее непосредственно использовать как для калибровки камер КМСС-М, так и для геопривязки получаемых ими изображений. При разрешении камер можно не учитывать различие центра съемки и точки измерения положения КА, определяемой положением антенн ГЛОНАСС/GPS.

Предварительная обработка видеоданных КМСС включает нарезание исходных изображений маршрута съемки на отдельные кадры, имеющие примерно одинаковый размер по обеим координатам, их радиометрическую коррекцию, географическую привязку и трансформирование в проекцию UTM (Жуков и др., 2008).

Для географической привязки помимо навигационного файла используются файлы геометрической калибровки камеры, содержащие для каждого элементарного детектора s каждой ПЗС-линейки единичный вектор наблюдения $\mathbf{e}(s)$, рассчитываемый на основании результатов калибровки камеры. Базовой системой координат для расчета вектора $\mathbf{e}(s)$ является обобщенная система координат звездных датчиков (СКЗД). Однако для удобства компоненты $\mathbf{e}(s)$ представляются во вспомогательной приборной системе координат (ПСК) XYZ , жестко связанной с СКЗД (рис. 1). Центр ПСК находится в задней узловой точке объектива O , а ориентация ее осей в СКЗД определяется номинальными углами установки камер и звездных датчиков на КА. При этом номинально направление ПЗС-линеек совпадает с направлением оси X ПСК, а направление оптической оси объектива – с направлением оси Z ПСК. При отличии реальных углов установки от номинальных указанные направления будут различаться. Реальные значения углов установки камер и звездных датчиков, которые в полете могут отличаться от прокалиброванных на Земле и на практике обычно неизвестны, при полетной калибровке не используются. Вследствие постоянства матрицы перехода из ПСК в СКЗД, для каждой строки изображения по $\mathbf{T}_{ГСК-СКЗД}$ определена также матрица перехода из ПСК в ГСК $\mathbf{T}_{ГСК-ПСК}$.

При калибровке съемочных систем, в которых изображения одних и тех же участков земной поверхности получаются одновременно, например МСУ-МР на КА серии «Метеор-М», а также в случае систем высокого разрешения на КА КАНОПУС-В и РЕСУРС-П, разрешение которых может быть лучше точности навигационной информации, используется относительная геометрическая калибровка каналов, позволяющая избежать значительных межканальных смещений изображений даже при больших ошибках геопривязки (Катаманов, 2014; Еремеев, 2015). В случае камер КМСС-М значительный временной сдвиг изображений в разных каналах, составляющий 18–36 с для камер МСУ-201 и МСУ-202 и в два раза больший для камеры МСУ-50, определяет целесообразность независимой геопривязки, а, значит, и независимой геометрической калибровки каналов, возможность которой обеспечивается малыми (по сравнению с разрешением камер) ошибками навигационной информации. Малые навигационные ошибки позволяют также избежать необходимости оценки элементов внутреннего ориентирования одновременно с уточнением элементов внешнего ориентирования как при калибровке систем высокого разрешения (Васильев, 2015).

Независимая геометрическая калибровка каналов по эталонным изображениям контрольных точек в тех же или близких спектральных зонах при малых (по сравнению с разрешением) ошибках навигационной информации может обеспечить, в том числе, и лучшую точность относительной калибровки каналов, чем прямая межканальная корреляция из-за возможных различий структуры изображений в разных спектральных зонах. Например, часто контрольные точки выбираются на береговой линии. Однако, структура изображения границы суша-вода может быть существенно различной в ближнем ИК диапазоне, где в силу малой прозрачности воды эта граница обычно четкая и контрастная, и в зеленом участке спектра, где вода полупрозрачна и вследствие этого переход вода-суша часто размыт из-за рассеяния света на присутствующих в воде органических и неорганических взвешках, а также из-за просвечивающего мелководья.

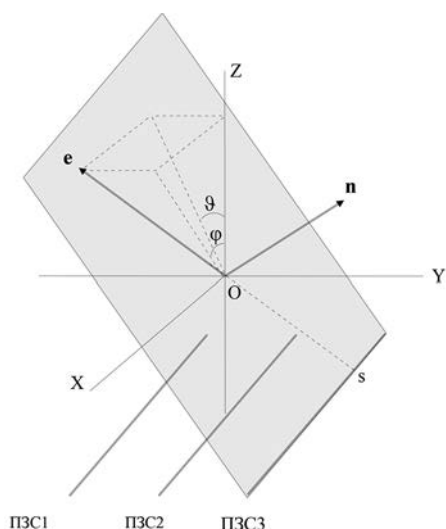


Рис. 1. Приборная система координат камеры и плоскость наблюдения одного из каналов

БАНК КОНТРОЛЬНЫХ ТОЧЕК

Полетная геометрическая калибровка камер КМСС-М проводится по контрольным точкам (КТ) – хорошо распознаваемым и хорошо локализуемым участкам земной поверхности с известными географическими координатами.

В открытом доступе имеется глобальный банк КТ Landsat (<https://landsat.usgs.gov/landsat-8-ground-control-point-search>), который содержит более 3 млн. КТ. Эталонные изображения КТ получены в диапазоне 1,55–1,75 мкм с разрешением 30 м, имеют размер 64×64 пикс. и представлены в проекции UTM. Основным недостатком банка КТ Landsat для геометрической калибровки камер КМСС-М является отсутствие эталонных изображений КТ в спектральных зонах КМСС-М. Кроме того, в работе (Storey *et al.*, 2016) отмечены значительные ошибки географической привязки КТ Landsat, составляющие ~40 м (2σ), которые планируется скорректировать путем привязки к опорным изображениям Sentinel.

Для этого в ИКИ РАН разрабатывается банк КТ на основе изображений Sentinel (<https://scihub.copernicus.eu/>), имеющих разрешение 10 м и точность географической привязки 12 м (3σ) (Languille *et al.*, 2015). Эталонные изображения КТ выбираются в спектральных зонах 0,49, 0,56, 0,665 и 0,842 мкм в проекции UTM и имеют размер 192×192 пикс., совпадающий в проекции на местность с размером КТ Landsat. В качестве критерия выбора КТ используется максимум минимальной среднеквадратичной производной яркости по направлению в окне определения КТ, аппроксимацией которого является известный критерий Харриса (Визильтер *и др.*, 2010). Высота КТ определяется по модели SRTM. Дополнительно выдвигается требование надежного распознавания КТ на протяжении года и отсутствия перепадов высоты более 30 м в пределах области определения КТ, которые могут приводить к относительным перспективным искажениям изображения более 0,5 пикс. на краях поля зрения камер КМСС-М. Указанным требованиям удовлетворяют, в основном, КТ, выбранные на береговой линии.



Рис. 2. Распределение контрольных точек в районе Черного и Эгейского морей (КТ показаны желтым цветом; при разрешении снимка в 1 км многие КТ сливаются)

На рис. 2 показаны КТ в районе Черного и Эгейского морей, которые используются для калибровки камер КМСС-М.

МЕТОДИКА ГЕОМЕТРИЧЕСКОЙ КАЛИБРОВКИ КАМЕР

Задачей полетной геометрической калибровки камер КМСС-М является определение проекционной функции каждого канала $e(s)$ в приборной системе координат.

Поскольку эталонные изображения КТ представлены в проекции UTM, для калибровки используются географически привязанные изображения КМСС-М также в проекции UTM с разрешением $\Delta = 60$ м.

Методика включает следующие процедуры.

1. Выбор КТ. По данным географической привязки изображений КМСС-М определяются минимальные и максимальные значения UTM-координат, покрываемых данным изображением, и из каталога выбираются те КТ, которые попадают в данную UTM-зону и данный географический интервал. Операции по следующим пп. 2–5 выполняются для каждой из N выбранных КТ.

2. Определение области поиска КТ. Координаты центра области поиска i -ой КТ на географически привязанном изображении КМСС-М $(u_{i,0}, v_{i,0})$ определяются по UTM-координатам КТ. Размер области поиска центра КТ принимается равным ± 5 пикс. относительно $(u_{i,0}, v_{i,0})$, что с запасом перекрывает ошибку географической привязки изображений КМСС-М.

3. Нахождение положения КТ на изображении с пиксельной точностью. На первом этапе эталонные изображения КТ загружаются до разрешения 60 м. Положение КТ в области поиска на изображении находится путем максимизации нормированного коэффициента корреляции:

$$\rho = \frac{\sum_{u,v} (A(u,v) - \bar{A})(B(u,v) - \bar{B})}{\sqrt{\sum_{u,v} (A(u,v) - \bar{A})^2 \sum_{u,v} (B(u,v) - \bar{B})^2}}$$

при последовательном сдвиге окна поиска в области поиска с шагом 1 пикс. Здесь $A(u,v)$ – изображение окна поиска на географически привязанном изображении КМСС-М, $B(u,v)$ – эталонное изображение КТ, \bar{A} и \bar{B} – средние значения яркости изображений $A(u,v)$ и $B(u,v)$. Размер окна поиска и размер эталонного изображения КТ принимался равным 21×21 пикс. Если коэффициент корреляции оказывается меньше заданного порога ($\rho < 0.8$), КТ считается неопознанной.

4. Уточнение координат КТ на изображении с субпиксельной точностью. Уточнение проводится путем последовательного пересчета загруженного до 60 м эталонного изображения КТ при его сдвиге с шагом 10 м. В результате с субпиксельной точностью находятся координаты центра КТ на географически привязанном изображении (u_i, v_i) , и по ним путем интерполяции также с субпиксельной точностью определяются его координаты на исходном изображении маршрута (s_i, L_i) .

5. Определение вектора направления наблюдения КТ в ПСК. Используя номер строки L_{ij} , по навигационному файлу путем интерполяции находятся радиус-вектор КА $\mathbf{R}_{КА}$ и матрица перехода из ГСК в ПСК $T_{ПСК \leftarrow ГСК}$, соответствующие моменту съемки центра КТ. Отсюда определяется единичный вектор наблюдения КТ в ПСК:

$$\mathbf{e}_i(s_i) = a T_{ПСК \leftarrow ГСК} (\mathbf{R}_r - \mathbf{R}_{КА}),$$

где \mathbf{R}_r – радиус-вектор центра КТ в ГСК, a – нормировочный коэффициент.

6. Определение элементов внутреннего ориентирования канала. Геометрическую калибровку канала можно проводить по одному изображению с достаточным количеством КТ или накапливать КТ по совокупности изображений. Координаты s_i и соответствующие им единичные вектора наблюдения \mathbf{e}_i ($i=1, \dots, N$) используются для определения следующих геометрических параметров канала, определяющих его проекционную функцию (Никитин и др., 2009):

- плоскости наблюдения канала, проходящей через ПЗС-линейку канала и узловую точку O объектива, нормаль к которой находится путем МНК-решения системы N уравнений $\mathbf{e}_i \cdot \mathbf{n} = 0$; плоскость наблюдения канала вместе с проекцией на нее оси Z ПСК определяет внутреннюю систему координат (ВСК) канала;
- эффективного фокусного расстояния F и коэффициентов b_k полинома, описывающего дисторсию в плоскости наблюдения, которые находятся путем МНК-решения системы уравнений:

$$\beta_i = \arctg \left(\frac{(s_i - s_0)d}{F} \right) + \sum_{k=0}^5 b_k (s_i - s_0)^k,$$

где β_i – углы направления на КТ в плоскости наблюдения, d – расстояние между центрами элементарных детекторов (7 мкм);

- коэффициентов a_k полинома, описывающего дисторсию в плоскости, перпендикулярной плоскости наблюдения, которые находятся путем МНК-решения системы уравнений:

$$\alpha_i = \sum_{k=0}^5 a_k (s_i - s_0)^k,$$

где α_i – углы направления на КТ перпендикулярно плоскости наблюдения.

7. Определение проекционной функции канала. По элементам внутреннего ориентирования канала рассчитываются единичные вектора наблюдения для всех элементарных детекторов в ПСК $\mathbf{e}(s)$, которые сохраняются в файлах геометрической калибровки камеры.

РЕЗУЛЬТАТЫ КАЛИБРОВКИ

С использованием разрабатываемого банка КТ проводилась калибровка камер МСУ-201 и МСУ-202. Поскольку камера МСУ-250, имеющая более низкое пространственное разрешение и меньший спрос у пользователей, включается лишь эпизодически, имеющих данных для ее геометрической калибровки недостаточно. На изображениях МСУ-201 района Эгейского и Черного морей было де-

тектировано 395–714 КТ в зависимости от канала, на изображениях МСУ-202 – 287–546 КТ. Детектированные КТ, в основном, лежали на береговой линии. Наибольшее число КТ было детектировано в канале 1 (0,7–0,9 мкм), где контраст суша-вода максимален, наименьшее – в канале 3 (0,535–0,575 мкм). На рис. 3 для примера показан фрагмент изображения МСУ-201 с детектированными КТ.

Для большей наглядности будем характеризовать измеренные вектора наблюдения в ПСК $e_i=(e_{i,x}, e_{i,y}, e_{i,z})$ связанными с ними углами (см. рис. 1):

$$\vartheta_i = \arctg(e_{i,y}/e_{i,z})$$

$$\varphi_i = \arctg(e_{i,x}/e_{i,z}),$$

угол ϑ характеризует наклон направления наблюдения в ПСК вдоль трассы полета, угол φ – поперек трассы.

Распределение углов ϑ и φ для детектированных КТ в спектральных каналах камер МСУ-201 и МСУ-202 показано на рис. 4 и 5. Вследствие отличия углов установки камер и звездных датчиков на КА от номинальных, угол ϑ отличается от номинальных значений (+8,67° для канала 1, 0° для канала 2, –8,67° для канала 3) и несколько изменяется вдоль ПЗС-линейки. На этих же рисунках показаны остаточные отклонения этих углов от аппроксимирующей проекционной функции. Их среднеквадратическое отклонение, отнесенное к угловому разрешению камер, лежит в пределах 0,2–0,4 пикс. и примерно соответствует точности установления корреляции.

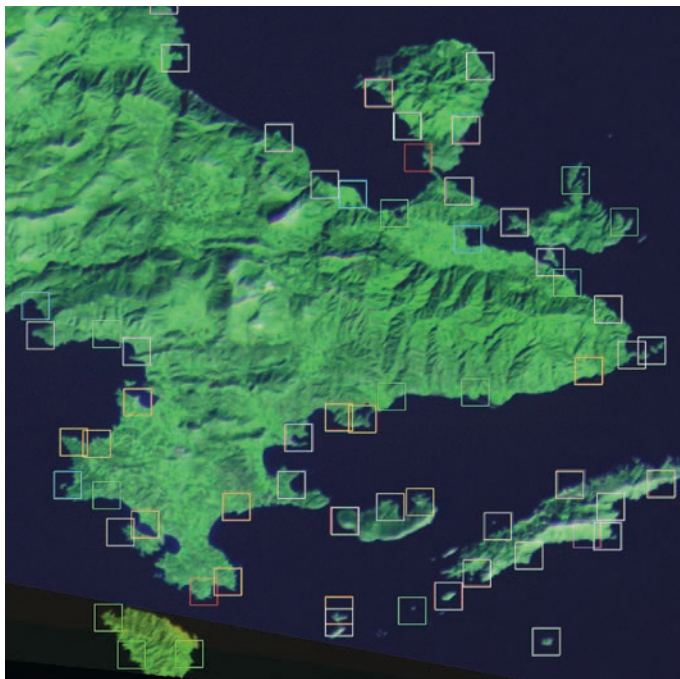


Рис. 3. Детектированные контрольные точки Sentinel на фрагменте изображения МСУ-201.

Контрольные точки, детектированные в канале 1, показаны зеленым цветом, в канале 2 – красным, в канале 3 – синим, в каналах 1 и 2 – желтым, в каналах 1 и 3 – пурпурным, в каналах 2 и 3 – сине-зеленым, во всех трех каналах – белым цветом

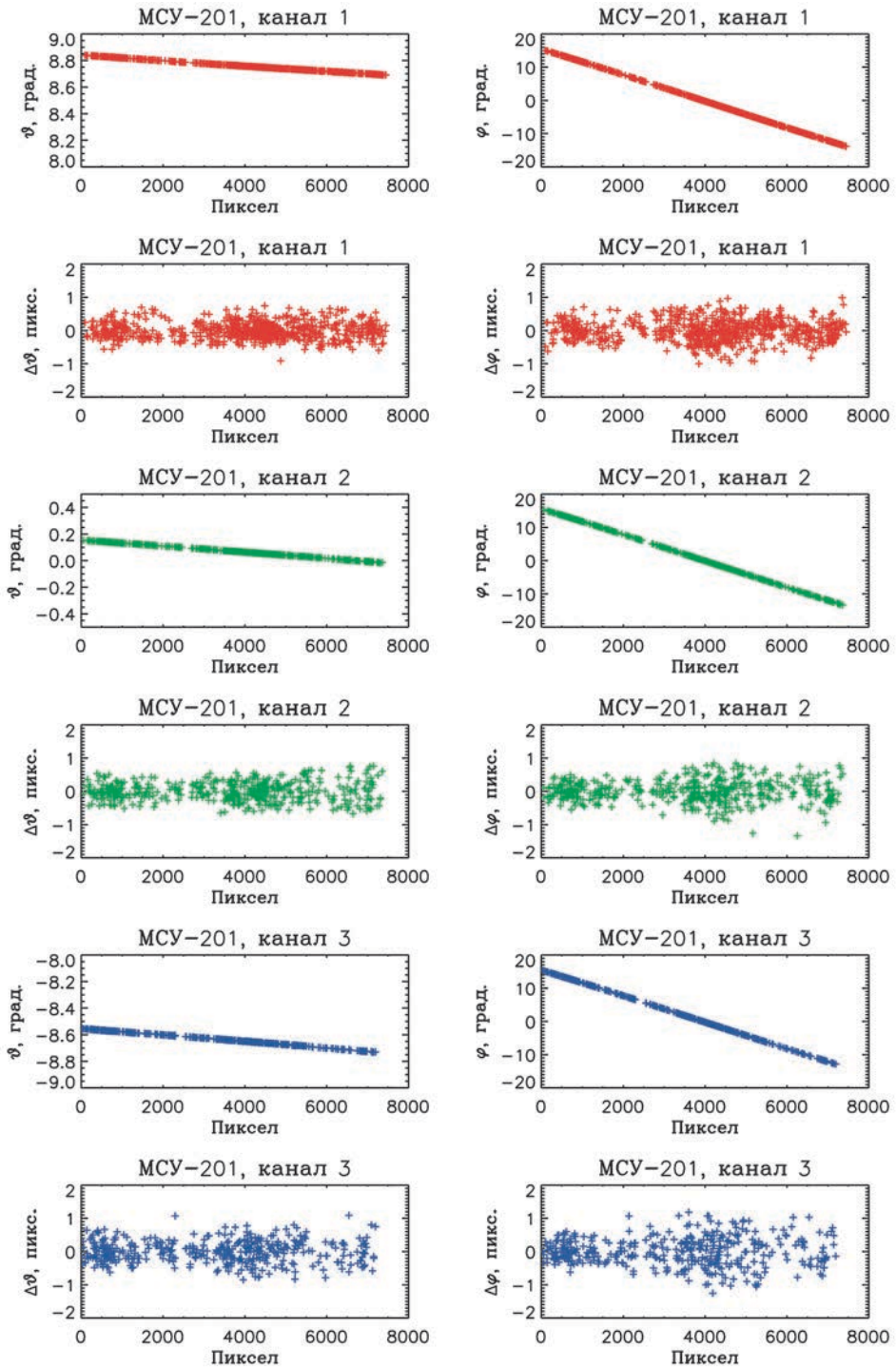


Рис. 4. Углы ϑ и φ наблюдения контрольных точек в ПСК и их остаточные отклонения $\Delta\vartheta$ и $\Delta\varphi$ от калиброванной проекционной функции для камеры MSU-201

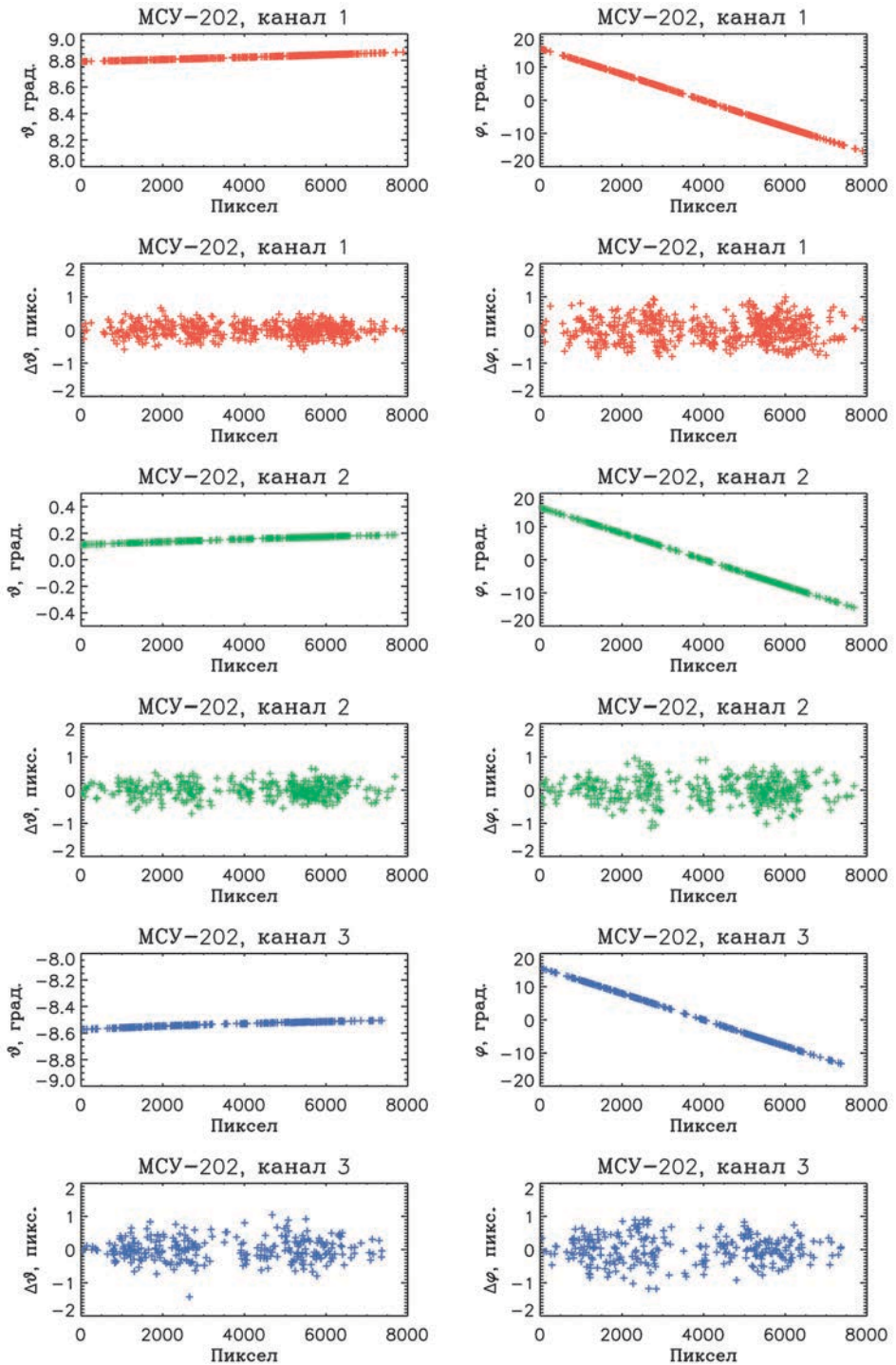


Рис. 5. Углы ϑ и φ наблюдения контрольных точек в ПСК и их остаточные отклонения $\Delta\vartheta$ и $\Delta\varphi$ от калиброванной проекционной функции для камеры МСУ-202

В табл. 2 приведены калиброванные элементы внутреннего ориентирования каналов камер.

Таблица 2. Калиброванные элементы внутреннего ориентирования каналов камер МСУ-201 и МСУ-202

	МСУ-201			МСУ-202		
	канал 1	канал 2	канал 3	канал 1	канал 2	канал 3
число КТ	714	449	395	546	384	287
F , мм	101,256	100,041	101,119	101,318	100,182	101,324
n_x	0,005077	-0,005760	-0,006126	0,002240	0,002430	0,002278
n_y	0,988323	0,999983	0,988610	0,988161	0,999993	0,988935
n_z	-0,152290	-0,001113	0,150378	-0,153406	-0,002693	0,148332
a_0	-1,84396e-05	9,40513e-06	2,15126e-05	-1,90125e-05	1,76044e-05	3,92323e-05
a_1	5,56771e-09	1,32460e-10	-3,72747e-09	4,56480e-10	-2,94542e-09	-2,17311e-08
a_2	5,30306e-12	-2,14708e-12	-6,73076e-12	5,66290e-12	-4,89346e-12	-9,03434e-12
a_3	-6,54304e-16	-1,96775e-16	-5,63767e-16	1,84009e-17	5,39232e-16	3,66839e-15
a_4	-8,22688e-20	-4,99585e-20	5,28011e-20	-8,12567e-20	4,63355e-20	-1,25794e-19
a_5	2,32686e-23	-1,09242e-23	8,30521e-24	-1,81903e-24	-4,27937e-23	-1,76898e-22
b_0	-8,28960e-04	9,99983e-04	-2,31715e-03	9,93598e-04	3,67806e-03	3,14736e-03
b_1	7,47094e-09	5,10083e-09	9,67157e-09	1,69914e-08	1,53509e-08	-5,67665e-09
b_2	-1,58721e-11	-2,57557e-11	-4,38283e-12	-2,03741e-12	-1,54830e-11	-1,04735e-11
b_3	-1,18093e-15	-3,30901e-15	-1,23088e-15	-3,03506e-15	-3,23302e-15	8,73401e-16
b_4	1,18432e-19	1,72753e-19	-8,92744e-20	-2,63113e-19	1,87951e-20	-3,69818e-19
b_5	-5,38065e-23	3,32544e-23	-5,78099e-23	3,49284e-23	2,12767e-24	-1,81013e-22
σ_{θ} , пикс.	0,25	0,29	0,33	0,35	0,23	0,34
σ_{φ} , пикс.	0,32	0,35	0,42	0,21	0,35	0,40

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработана методика и программное обеспечение автоматической полетной геометрической калибровки камер КМСС-М на КА «Метеор-М» № 2 по контрольным точкам на земной поверхности. С этой целью использовался банк КТ, создаваемый в ИКИ РАН на основе изображений Sentinel. Остаточное среднеквадратическое отклонение контрольных точек от калиброванной проекционной функции составило 0,23–0,42 пикс. в зависимости от камеры и канала.

Задачей дальнейшей работы является расширение банка контрольных точек и его использование для проверки стабильности геометрической калибровки камер КМСС-М.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] *Аванесов Г.А., Полянский И.В., Жуков Б.С., Никитин А.В., Фори А.А.* Комплекс многозональной спутниковой съемки на борту КА «Метеор-М» № 1: три года на орбите. // Исследование Земли из космоса. 2013. № 2. С. 74-83.
- [2] *Васильев А.И.* Калибровка съемочной аппаратуры космического аппарата «Канопус-В» в процессе его эксплуатации // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2015. Т. 12. № 1. С. 203-214.
- [3] *Визильтер Ю.В., Желтов С.Ю., Бондаренко А.В., Осоков М.В., Моржин А.В.* Обработка и анализ изображений в задачах машинного зрения. М.: Физматгиз, 2010. 672 с.
- [4] *Еремеев В.В. (ред.)* Современные технологии обработки данных дистанционного зондирования Земли. М.: Физматлит, 2015. 460 с.
- [5] *Жуков Б.С., Василейский А.С., Жуков С.Б., Зиман Я.Л., Полянский И.В., Бекренев О.В., Пермитина Л.И.* Предварительная обработка видеоданных КМСС с КА «Метеор-М» // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2008. Вып. 5. № 1. С. 260-266.
- [6] *Катаманов С.Н.* Разработка автоматического метода географической привязки изображений МСУ-МР полярно-орбитального спутника «Метеор-М» № 1 // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2014. Т. 11. № 4. С. 276–285.
- [7] *Никитин А.В., Дунаев Б.С., Кондратьева Т.В., Полянский И.В.* Определение геометрических параметров многозональных сканирующих устройств МСУ-100, МСУ-50 на лабораторном стенде и в условиях полета космического аппарата «Метеор-М» // Сборник трудов 2-й Всерос. научн. техн. конф. «Современные проблемы определения ориентации и навигации космических аппаратов». 13–16 сентября 2010 г., Таруса, Россия. М.: ИКИ РАН, 2011. С. 289-307.
- [8] *Languille F., Déchoz C., Gaudel A., Greslou D., de Lussy F., Trémas T., Poulain V.* Sentinel-2 geometric image quality commissioning: first results // Proc. SPIE 9643, Image and Signal Processing for Remote Sensing XXI, 964306 (15 October 2015); doi: 10.1117/12.2194339.
- [9] *Storey J., Roy D.P., Masek J., Gascon F., Dwyer J., Choate M.* A note on the temporary misregistration of Landsat-8 Operational Land Imager (OLI) and Sentinel-2 Multi Spectral Instrument (MSI) imagery // Remote Sensing of Environment. 2016. Vol. 186. P. 121-122. <https://dx.doi.org/10.1016/j.rse.2016.08.025>.

AUTOMATION OF IN-FLIGHT GEOMETRIC CALIBRATION OF MULTISPECTRAL SATELLITE IMAGING SYSTEM KMSS-M ON-BOARD METEOR-M No. 2 SATELLITE

B.S. Zhukov, S.B. Zhukov, T.V. Kondratieva, A.V. Nikitin

Space Research Institute of the Russian Academy of Sciences (IKI)

In-flight geometric calibration technique and software were developed for MSU-201 and MSU-202 cameras of the Multispectral Satellite Imaging System (KMSS-M) on board Meteor-M No.2 satellite. The push-broom CCD cameras have a resolution of 60 m in three spectral bands of 0,535–0,575, 0,63–0,68 and 0,76–0,90 mcm. The calibration is performed using a bank of ground control points (GCP) that is being developed on the basis of geo-referenced Sentinel images with the resolution of 10 m in the spectral bands similar to KMCC-M bands. The calibration is demonstrated using KMSS-M images of Aegean and Black sea shore, where from 287 to 714 GCP were recognized depending on channel and camera. The maximal GCP number were recognized in 0,76–0,90 mcm channel, the minimal – in 0,535–0,575 mcm channel. As a result, the parameters of the geometric camera model were defined: channel effective focal lengths and distortion parameters, as well as the orientation parameters of the channel reference systems in the auxiliary camera reference system that is fixed in the basic star sensor reference system. The residual GCP root-mean-square deviation from the projection function ranged from 0,23 to 0,42 pixel.

Keywords: KMSS-M, Meteor-M No. 2, in-flight geometric calibration, interior orientation parameters, ground control points, s/c Sentinel

REFERENCES

- [1] *Avanesov G.A., Polyanskii I.V., Zhukov B.S., Nikitin A.V., Forsh A.A.* Kompleks mnogozonol'noi sputnikovoi s"emki na bortu KA «Meteor-M» № 1: tri goda na orbite (Multispectral Satellite Imaging System aboard the Meteor_M No. 1 spacecraft: Three years in orbit), *Issledovanie Zemli iz kosmosa*, 2011, No. 2, pp. 74-83.
- [2] *Vasil'ev A.I.* Kalibrovka s"emochnoi apparatury kosmicheskogo apparata «Kanopus-V» v protsesse ego ekspluatatsii (Calibration of Kanopus-V satellite sensor during its operation), *Sovremennye problemy distantsionnogo zondirovaniya Zemli iz kosmosa*, 2015, Vol. 12, No. 1, pp. 203-214.
- [3] *Vizil'ter Yu.V., Zheltov S.Yu., Bondarenko A.V., Osokov M.V., Morzhin A.V.* Obrabotka i analiz izobrazhenii v zadachakh mashinnogo zreniya (Image processing and analysis in technical vision problems), Moscow: Fizmatgiz, 2010, 672 p.
- [4] *Eremeev V.V. (ed.)* Sovremennye tekhnologii obrabotki dannykh distantsionnogo zondirovaniya Zemli (Modern technologies of Earth remote sensing data processing), ed. V.V. Eremeev, Moscow: Fizmatlit, 2015, 460 p.
- [5] *Zhukov B.S., Vasileiskii A.S., Zhukov S.B., Ziman Ya.L., Polyanskii I.B., Bekrenev O.V., Permitina L.I.* Predvaritel'naya obrabotka videodannykh KMSS s KA «Meteor-M» (KMSS/Meteor-M imaging data pre-processing), *Sovremennye problemy distantsionnogo zondirovaniya Zemli iz kosmosa*, 2008, Issue 5, No. 1, pp. 260-266.
- [6] *Katamanov S.N.* Razrabotka avtomaticheskogo metoda geograficheskoi privyazki izobrazhenii MSU-MR polyarno-orbital'nogo sputnika "Meteor-M" № 1 (Development of automatic navigation method for MSU-MR imagery of polar-orbital satellite "Meteor-M" No.1), *Sovremennye problemy distantsionnogo zondirovaniya Zemli iz kosmosa*, 2014, Vol. 11, No. 4, pp. 276-285.

- [7] *Nikitin A.V., Dunaev B.S., Kondrat'eva T.V., Polyanskii I.V.* Opredelenie geometricheskikh parametrov mnogozonal'nykh skaniruyushchikh ustroystv MSU-100, MSU-50 na laboratornom stende i v usloviyakh poleta kosmicheskogo apparata "Meteor-M" (Determination of geometrical parameters of multispectral scanners MSU-100 and MSU-50 on a laboratory bench and in flight on Meteor-M), Sbornik trudov Vtoroi Vseros. nauchn."tekhn. konf. "Sovremennyye problemy opredeleniya orientatsii i navigatsii kosmicheskikh apparatov" (Proc. 2-nd all-Russia Scientific and Technological Conference "Contemporary problems of Spacecraft attitude determination and control"), 13–16 September, 2010, Tarusa, Russia, Moscow: IKI RAN, 2011, pp. 289-307.
- [8] *Languille F., Déchoz C., Gaudel A., Greslou D., de Lussy F., Trémas T., Poulain V.* Sentinel-2 geometric image quality commissioning: first results, Proc. SPIE 9643, Image and Signal Processing for Remote Sensing XXI, 964306 (15 October 2015); doi: 10.1117/12.2194339.
- [9] *Storey J., Roy D.P., Masek J., Gascon F., Dwyer J., Choate M.* A note on the temporary misregistration of Landsat-8 Operational Land Imager (OLI) and Sentinel-2 Multi Spectral Instrument (MSI) imagery, Remote Sensing of Environment, 2016, Vol. 186, pp. 121-122, <https://dx.doi.org/10.1016/j.rse.2016.08.025>.

Zhukov Boris Sergeevich – senior scientist, PhD, bzhukov@iki.rssi.ru

Zhukov Stanislav Borisovich – engineer, sbzhukov@mail.ru

Kondratieva Tatiana Viktorovna – senior scientist, PhD, tkondratieva@iki.rssi.ru

Nikitin Andrey Vladimirovich – senior scientist, PhD, andvnik935@yandex.ru

СРАВНЕНИЕ РАДИОМЕТРИЧЕСКИХ ДАННЫХ КМСС-М КА «МЕТЕОР-М» № 2 ЗА 2018 ГОД С ДАННЫМИ MODIS КА «TERRA» И OLI КА «LANDSAT-8»

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

Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН)

В работе проведено сравнение радиометрических данных съемочных систем КМСС-М КА «Метеор-М» № 2, MODIS КА «Terra» и OLI КА «Landsat-8», полученных за периоды январь-февраль и апрель-июнь 2018 года. Комплекс многозональной спутниковой съемки (КМСС-М), работает на борту КА «Метеор-М» № 2 (был выведен на орбиту 8 июля 2014 года), входящего в состав Космического комплекса гидрометеорологического и океанографического обеспечения «Метеор-3М». КМСС-М включает в себя три камеры МСУ (многозональное сканирующее устройство), проводящие съемку поверхностей суши и акваторий в видимом и ближнем ИК диапазонах. Радиометрическое качество данных КМСС-М обеспечивается ежегодно проводимой полетной радиометрической кросс-калибровкой относительно спектрорадиометра MODIS по тестовым однородным снежным полям Антарктиды с точностью 6–7%. Проведенный анализ КСЯ для различных классов природных объектов с одинаковыми географическими координатами и временами съемки КМСС-М, MODIS, OLI с учетом разных спектральных зон приборов показывает, что различие абсолютной калибровки спектральных каналов КМСС-М и MODIS, а также КМСС-М и OLI не превышает 3,7%, СКО не более 0,016.

Ключевые слова: КМСС-М, Метеор-М № 2, MODIS, Terra, OLI, Landsat-8, коэффициент спектральной яркости, радиометрическая кросс-калибровка, полетная радиометрическая калибровка.

ВВЕДЕНИЕ

Комплекс многозональной спутниковой съемки КМСС-М КА «Метеор-М» № 2 разработан и изготовлен в ИКИ РАН и, также как его предшественник КМСС КА «Метеор-М» № 1 (*Аванесов и др.*, 2013), предназначен для решения метеорологических и природно-ресурсных задач ДЗЗ. Космический аппарат «Метеор-М» № 2 был запущен в июле 2014 года, является вторым аппаратом космического комплекса гидрометеорологического и океанографического обеспечения «Метеор-3М» и входит в орбитальную группировку российских космических аппаратов дистанционного зондирования Земли. Космические аппараты «Метеор-М» являются полярно-орбитальными метеоспутниками, движутся по круговым солнечно-синхронным орбитам с высотами около 830 км. В ближайшие годы в рамках Федеральной космической программы России с целью наращивания орбитальной группировки средств ДЗЗ планируется запуск и ввод в эксплуатацию нескольких КА Метеор-М с новыми модификациями Комплекса многозональной спутниковой съемки КМСС.

На этапе предполетной подготовки камеры КМСС-М прошли наземную радиометрическую калибровку (*Ваваев и др.*, 2009) в процессе штатной

Кондратьева Татьяна Викторовна – старший научный сотрудник, к.ф.-м.н., tkondratieva@iki.rssi.ru
Жуков Борис Сергеевич – старший научный сотрудник, к.ф.-м.н., bzhukov@iki.rssi.ru
Полянский Иван Валерьевич – главный конструктор проекта, ivpolyan@cosmos.ru

эксплуатации с целью контроля и обеспечения радиометрического качества данных КМСС-М. Ежегодно проводится полетная кросс-калибровка относительно спектрорадиометра MODIS КА «Terra» по однородному снежному покрову высокогорного Антарктического плато в области Dome C с координатами 75° ю.ш. и 123° в.д. (Жуков и др., 2014; Кондратьева и др., 2015; Кондратьева и др., 2018). Точность полетной калибровки КМСС-М оценивается в 6–7%.

В данной работе приводятся результаты сравнения радиометрического качества данных КМСС-М за 2018 год с данными MODIS КА «Terra» и OLI КА «Landsat-8». С этой целью проведено сопоставление коэффициентов спектральной яркости для широкого круга природных объектов, ежедневный оперативный мониторинг которых является основной задачей КМСС-М.

СРАВНИТЕЛЬНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ КМСС-М, MODIS И OLI

Комплекс многозональной спутниковой съемки КМСС-М космического аппарата «Метеор-М» № 2 предназначен для проведения съемки и получения изображений облачности и земной подстилающей поверхности в оптическом видимом и ближнем ИК спектральных диапазонах электромагнитного излучения.

В состав КМСС-М КА «Метеор-М» № 2 входят три камеры МСУ: две камеры МСУ-100 (имеющие условные именованья МСУ-201 и МСУ-202) с фокусным расстоянием 100 мм и одна камер МСУ-50 (МСУ-250) с фокусным расстоянием 50 мм. В фокальной плоскости объектива каждой камеры находятся три закрытых индивидуальными светофильтрами ПЗС-линейки, которые установлены параллельно друг другу и перпендикулярно направлению полета КА. Спектральные зоны камер МСУ-100 оптимизированы для исследования поверхности суши, а камеры МСУ-50 – для исследования акваторий.

Камеры КМСС-М установлены на приборную платформу КА таким образом, что оптическая ось МСУ-50 направлена в надир, оптические оси камер МСУ-100 отклонены от направления в надир в плоскости, перпендикулярной плоскости орбиты движения КА, на угол $\pm 14^\circ$, обеспечивая суммарную полосу обзора двух камер МСУ-100 около 960 км и примерно равную полосу обзора камеры МСУ-50 (940 км). Направления обзора каналов 1 и 3 каждой из камер МСУ-100 отклонены в плоскости орбиты на угол $8,67^\circ$ вперед (1-й канал) и назад (3-й канал) по ходу движения КА, спектральных каналов камеры МСУ-50 – на угол $16,95^\circ$ вперед (1-й канал) и назад (3-й канал).

Характеристики камер КМСС-М приведены в табл.1.

Спектрорадиометр MODIS КА Terra является оптико-механическим сканером, имеет 36 спектральных каналов в диапазоне длин волн от 0,4 до 14,4 мкм. Ширина полосы обзора MODIS при угле сканирования $\pm 55^\circ$ и высоте орбиты КА 705 км составляет 2330 км, пространственное разрешение – от 250 до 1000 м. КА Terra является приполярным спутником, движется по солнечно-синхронной орбите с высотой около 705 км. Основные характеристики MODIS приведены в табл. 2. Точность абсолютной калибровки MODIS составляет около 5% и поддерживается в полете с помощью его внутренней калибровки, калибровки по Луне и наземным тестовым участкам (Ши и др., 2013).

Таблица 1. Характеристики камер КМСС-М

параметры	камера	
	МСУ-100 (201, 202)	МСУ-50 (250)
фотоприемники	3 линейных ПЗС	
число элементов в строке	3×7926	
число камер	2	1
фокусное расстояние объектива, мм	100	50
угол поля зрения, град.	31	58
захват, км ($H=830$ км)	960 (двумя камерами)	940
разрешение, м ($H=830$ км)	60	120
спектральные каналы (на уровне 0,5), нм	№ 1: 730–900 № 2: 630–680 № 3: 535–575	№ 1: 450–510 № 2: 370–450 № 3: 580–690
частота строк, Гц	156,25	156,25
информационный поток одной камеры, Мбит/с	~30	~30
разрядность АЦП / изображения, бит	16 / 8	16 / 8
динамический диапазон ПЗС**	5000	5000
масса, кг	2,9	2,3
максимальное энергопотребление, Вт	6,8	6,8
наклонение орбиты КА «Метеор-М» № 2, град.	98,701	

Таблица 2. Характеристики спектрорадиометра MODIS на КА Terra

угол сканирования	±55°
полоса обзора ($H=705$ км)	2330 км
разрешение в надире ($H=705$ км)	250 м (зоны 1–2), 500 м (зоны 3–7), 1 км (зоны 8–36)
спектральные зоны (36) (диапазоны: видимый, ближний, средний, тепловой ИК)	16 зон в диапазоне 0,4–1 мкм, в том числе зоны: 1: 620–670 нм (хлорофилл растений); 2: 841–876 нм (облачность и растительность); 4: 545–565 нм (зеленая растительность); 9: 438–448 нм (наблюдение за хлорофиллом); 10: 483–493 нм (наблюдение за хлорофиллом); 17: 890–920 нм (параметры облачности и атмосферы); 19: 915–965 нм (параметры облачности и атмосферы); 4 зоны в диапазоне 1,2–2,4 мкм; 6 зон в диапазоне 3–5 мкм; 10 зон в диапазоне 6–15 мкм
разрядность изображения, бит	12
наклонение орбиты КА «Терра», град.	98,201

Телескопическая система OLI (Operational Land Imager) на КА Landsat-8 состоит из 4 неподвижных зеркал, в ее фокальной плоскости установлены 14 модулей, в каждом из которых находятся по 10 линейных сенсоров различных спектральных диапазонов (один из сенсоров закрыт непрозрачным светофильтром и используется для внутренней калибровки прибора). OLI осуществляет съемку в режиме «pushbroom» в 9 спектральных диапазонах в полосе шириной 185 км при высоте солнечно-синхронной, приполярной орбиты КА Landsat-8 705 км (табл. 3). Точность внутренней радиометрической калибровки OLI составляет 5%.

Таблица 3. Характеристики спектрорадиометра OLI на КА Landsat-8

параметр	значение
полоса обзора ($H=705$ км)	185 км
спектральные зоны (9) (видимый, ближний ИК, панхроматический)	1: 433–453 нм (побережья и аэрозоли), 2: 450–515 нм (синий), 3: 525–600 нм (зеленый), 4: 630–680 нм (красный), 5: 845–885 нм (ближний ИК, NIR), 6: 1560–1660 нм (ближний ИК, SWIR 2), 7: 2100–2300 нм (ближний ИК, SWIR 3), 8: 500–680 нм (панхроматический, PAN), 9: 1360–1390 нм (перистые облака, SWIR)
разрешение в надире ($H=705$ км)	30 м (зоны 1–7,9), 15 м (зона 8)
разрядность изображения, бит	12
наклонение орбиты КА Landsat-8, град.	98,22

МЕТОДИКА СРАВНЕНИЯ РАДИОМЕТРИЧЕСКИХ ДАННЫХ, ИЗМЕРЯЕМЫХ СЪЕМОЧНЫМИ СИСТЕМАМИ КМСС-М, MODIS И OLI

Сравнение радиометрических данных КМСС-М, MODIS и OLI было проведено с помощью оценки значений коэффициентов спектральной яркости (КСЯ) природных объектов на верхней границе атмосферы, измеряемых в спектральных зонах этих приборов.

В работе проанализированы данные двух камер КМСС-М МСУ-100 (МСУ-201 и МСУ-202). Данные камеры МСУ-50 (МСУ-250) в данной работе не приводятся ввиду недостаточности таких данных.

Коэффициент спектральной яркости на верхней границе атмосферы определяется соотношением:

$$\rho_i = \frac{L_i}{L_{s,i}} = \frac{\pi L_i}{F_{s,i} \cos \vartheta_s},$$

где $L_i = \int s_i(\lambda) L(\lambda) d\lambda / \int s_i(\lambda) d\lambda$ – зональная яркость системы поверхность-атмосфера, являющаяся средневзвешенным значением спектральной плотности энергетической яркости $L(\lambda)$, где в качестве весовой функции используется функция

спектральной чувствительности (ФСЧ) $s_i(\lambda)$ спектральной зоны i съемочной системы, $L_{S,i} = \frac{F_{S,i} \cos \vartheta_s}{\pi}$ – яркость идеального ламбертовского отражателя на верхней границе атмосферы в зоне i , $F_{S,i} = \int s_i(\lambda) F_s(\lambda) d\lambda / \int s_i(\lambda) d\lambda$ – зональный поток солнечного излучения на верхней границе атмосферы, $F_s(\lambda)$ – спектральный поток солнечного излучения, λ – длина волны, ϑ_s – зенитный угол Солнца.

Функции спектральной чувствительности каналов КМСС-М, MODIS и OLI на фоне модельных спектров отражения природных объектов представлены на рис. 1.

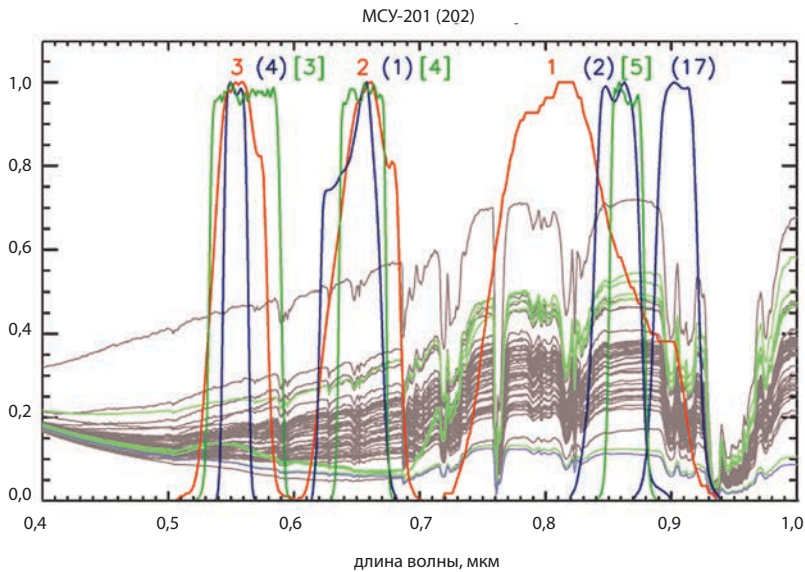


Рис. 1. Функции относительной спектральной чувствительности каналов МСУ-100 (показаны красным цветом), соответствующих им каналов MODIS (показаны синим цветом) и каналов OLI (показаны зеленым цветом) на фоне модельных спектров отражения природных объектов

«Зеленый» канал 3 камер КМСС-М (535–580 нм) близок к каналу 4 MODIS и к каналу 3 OLI, а «красный» канал 2 (630–680 нм) близок к каналу 1 MODIS и каналу 4 OLI. Однако ИК канал 1 камер КМСС-М (755–870 нм) значительно шире, чем соответствующие спектральные каналы 2 MODIS и 5 OLI, и в отличие от них содержит полосу поглощения водяного пара на 820 нм и край сильной полосы поглощения водяного пара с центром на 930 нм, а также полосу поглощения кислорода на 760 нм. Для учета вариаций содержания водяного пара в атмосфере при сопоставлении данных КМСС-М и MODIS дополнительно использовался канал 17 MODIS (890–920 нм), однако для OLI аналогичный канал отсутствует.

Значения КСЯ, измеряемые в относительно широких спектральных зонах указанных съемочных систем, зависят от спектрального состава регистрируемого излучения. Регрессионные соотношения для пересчета значений КСЯ природных объектов, измеряемых на верхней границе атмосферы, в спектральных

зонах камер КМСС-М по значениям КСЯ, измеряемым в спектральных зонах MODIS и OLI, приведены в табл. 4. Эти соотношения были получены по методике, изложенной в работе (Жуков и др., 2014), путем моделирования спектров отражения на верхней границе атмосферы большого числа природных объектов (почвы, растительность, вода, снег, облака) при различном состоянии атмосферы и различной высоте Солнца. Эти соотношения немного отличаются для камер МСУ-201 и МСУ-202 из-за небольшого различия их ФСЧ.

Среднеквадратическая ошибка (СКО) пересчета КСЯ между спектральными зонами камер КМСС-М и MODIS, рассчитанная по всем рассмотренным объектам и условиям наблюдения, составляет $\sim 0,002$ в каналах 2 и 3 камер КМСС-М и увеличивается до $\sim 0,01$ в канале 1, в котором ФСЧ КМСС-М и MODIS существенно различаются.

СКО пересчета КСЯ между спектральными зонами камер КМСС-М и OLI в каналах 2 и 3 КМСС-М составляет $0,002-0,003$, однако увеличивается до $0,023$ в канале 1 КМСС-М, т.е. значительно больше, чем в случае MODIS, из-за невозможности учета по данным OLI влияния вариаций содержания водяного пара на измерение камер КМСС-М в этом канале.

Таблица 3. Регрессионные соотношения для пересчета значений КСЯ между спектральными зонами камер КМСС-М, MODIS (mod_i – КСЯ в зоне i MODIS) и MODIS (oli_i – КСЯ в зоне i OLI)

канал	регрессионное соотношение	
	MODIS	OLI
камера МСУ-201:		
канал 1 (0,78–0,90 мкм)	$0,658 \cdot \text{mod}_2 - 0,313 \cdot \text{mod}_{17}$	$0,885 \cdot \text{oli}_5$
канал 2 (0,63–0,68 мкм)	$1,015 \cdot \text{mod}_1$	$1,002 \cdot \text{oli}_4$
канал 3 (0,535–0,575 мкм)	$0,988 \cdot \text{mod}_4$	$1,009 \cdot \text{oli}_3$
камера МСУ-202:		
канал 1 (0,78–0,90 мкм)	$0,68 \cdot \text{mod}_2 + 0,285 \cdot \text{mod}_{17}$	$0,885 \cdot \text{oli}_5$
канал 2 (0,63–0,68 мкм)	$1,017 \cdot \text{mod}_1$	$1,004 \cdot \text{oli}_4$
канал 3 (0,535–0,575 мкм)	$0,99 \cdot \text{mod}_4$	$1,011 \cdot \text{oli}_3$

В данной работе рассмотрены данные КМСС-М, предоставленные Научным центром оперативного мониторинга Земли (НЦ ОМЗ АО РКС), полученные в ходе проведения оперативных съемок в 2018 году (январь–февраль 2018 г., апрель–июнь 2018 г.) по заявкам ИКИ РАН. Данные КМСС-М проходили радиометрическую и геометрическую коррекцию и географическую привязку (Жуков и др., 2008) и закруглялись до 1 км, соответствующего разрешению MODIS. Данные MODIS с разрешением 1 км, обработанные до уровня 1В (радиометрически калиброванные и географически привязанные изображения) были получены из Системы спутниковых данных наблюдения Земли информационной системы НАСА (EOSDIS NASA) (<https://earthdata.nasa.gov>).

На идентичных изображениях КМСС-М и MODIS (рис. 2) в области перекрытия сцен съемки выбирались безоблачные фрагменты с изображением природного объекта, имеющего однородные спектрально-яркостные характеристики.

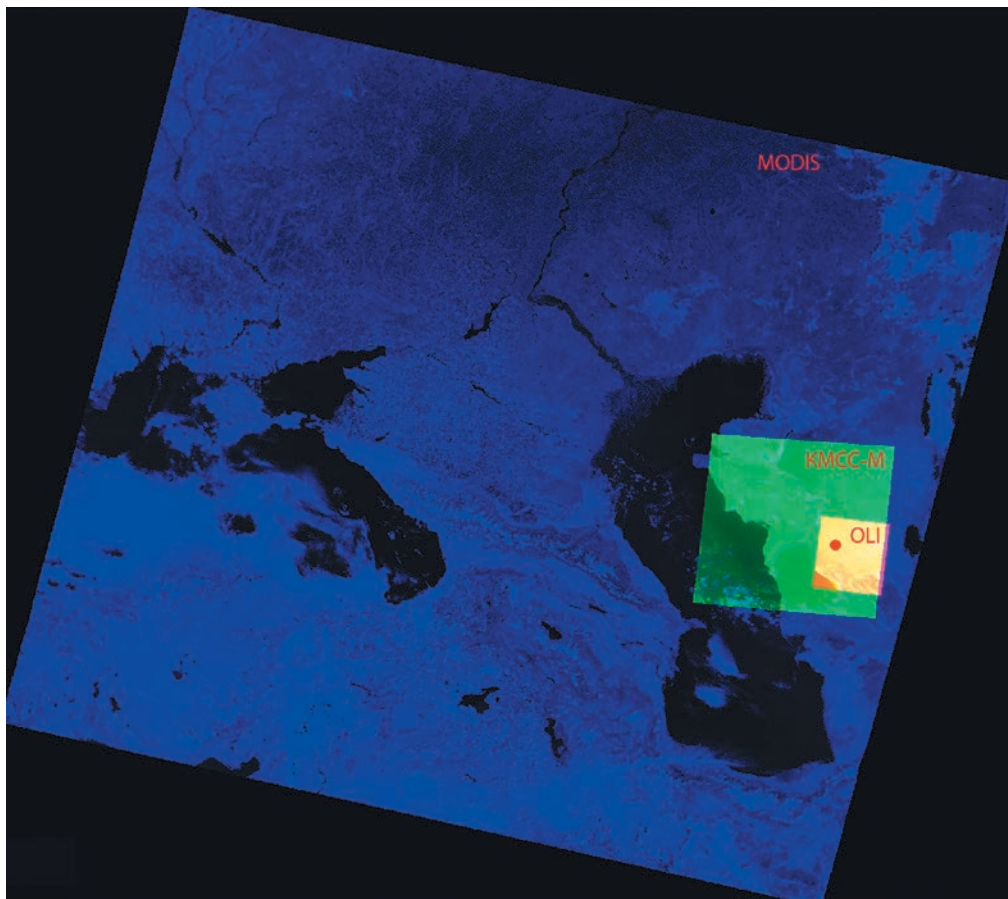


Рис. 2. Пример выбора тестового участка (обозначен кругом красного цвета) на изображениях КМСС-М, MODIS и OLI (съемка выполнена 02.05.2018 г.)

Средние значения КСЯ (а также соответствующие им значения углов Солнца и наблюдения) вычислялись по единому (географическому) полигону, состоящему из 100–300 пикселей, поканально для КМСС-М и MODIS.

Полученные значения КСЯ для спектральных зон MODIS пересчитывались с помощью регрессионных соотношений, приведенных в табл. 3, в значения КСЯ соответствующих каналов камер КМСС-М и сравнивались со значениями КСЯ, измеренными КМСС-М. КСЯ были рассчитаны для основных классов природных объектов: растительность, почва, вода, а также снег Антарктиды. Для камер МСУ-201 и МСУ-202 было проанализировано более 100 полигонов, расположенных на территории России и соседних государств.

При выборе тестовых объектов для сопоставления значений КСЯ, измеряемых КМСС-М и MODIS, учитывались следующие требования: подбор ближайших по времени изображений КМСС-М и MODIS (в интервале времени не более двух часов); наличие безоблачных и стабильных атмосферных ус-

ловий в интервале времени между съемками КМСС-М и MODIS; пространственное совмещение данных КМСС-М и MODIS; выбор достаточно больших и однородных тестовых объектов; учет различия спектральных зон КМСС-М и MODIS.

Аналогичный подход использовался для проведения кросс-калибровки КМСС-М и OLI КА Landsat-8 (рис. 2). Данные OLI были получены с официального сайта Геологической службы США (USGS) (<https://earthexplorer.usgs.gov>). Использовались данные первого уровня обработки в формате GeoTIFF. Поскольку пространственное разрешение в интересующих нас спектральных каналах OLI (каналы 3, 4, 5) составляет 30 метров, данные OLI закруглялись до 60 метров, что соответствует пространственному разрешению КМСС-М.

Использование КСЯ ρ_i вместо яркости L_i позволяет частично компенсировать влияние различия высоты Солнца в моменты съемок КМСС-М и MODIS, OLI. Дальнейший учет различий высоты Солнца и углов наблюдения в моменты съемок КМСС-М и MODIS, OLI на значения КСЯ при большом разнообразии снимаемых объектов трудно реализуем и поэтому не проводился.

РЕЗУЛЬТАТЫ СРАВНЕНИЯ РАДИОМЕТРИЧЕСКИХ ДАННЫХ СЪЕМОЧНЫХ СИСТЕМ КМСС-М, MODIS И OLI

По результатам проведенной в январе–феврале 2018 года кросс-калибровки КМСС-М КА «Метеор-М» № 2 относительно спектрорадиометра MODIS по снежным полям Антарктиды необходимая коррекция чувствительности элементарных детекторов камер МСУ составила не более 5% и находится в пределах точности калибровки, что подтверждает стабильность чувствительности камер КМСС-М (рис. 3).

Результаты проведенного сравнения радиометрических данных камер МСУ-201 и МСУ-201 с данными MODIS и OLI представлены на рисунках 4 и 5, на которых синим цветом показаны соотношения КСЯ различных классов природных объектов по данным, измеренным камерами МСУ-201 (202) и пересчитанным по данным MODIS в соответствующих спектральных каналах; красным цветом – аналогичные соотношения для МСУ-201 (202) и OLI.

При полном соответствии значения КСЯ по измерениям МСУ-201 (202) и MODIS, МСУ-201 (202) и OLI должны совпадать и ложиться на биссектрису угла между осями координат. Из графиков видно, что это хорошо выполняется: отклонение коэффициента регрессии от 1 между данными МСУ-201 (МСУ-202) и MODIS составило 0,7–3,1% (0,8–3,7%) (табл. 5 и 6), а СКО значений КСЯ по данным этих сенсоров не превышает 0,016. Для данных МСУ-201 (МСУ-202) и OLI отклонение коэффициента регрессии от 1 составило 0,4–2,4% (0,3–3,6%), СКО – не более 0,014.

Отклонение коэффициента регрессии от 1 можно рассматривать как отклонение абсолютной радиометрической калибровки МСУ-201 (202) и MODIS или OLI, которое не превышает 3,7%. Разброс значений КСЯ вблизи линии регрессии можно объяснить различием условий наблюдения объектов этими сенсорами.

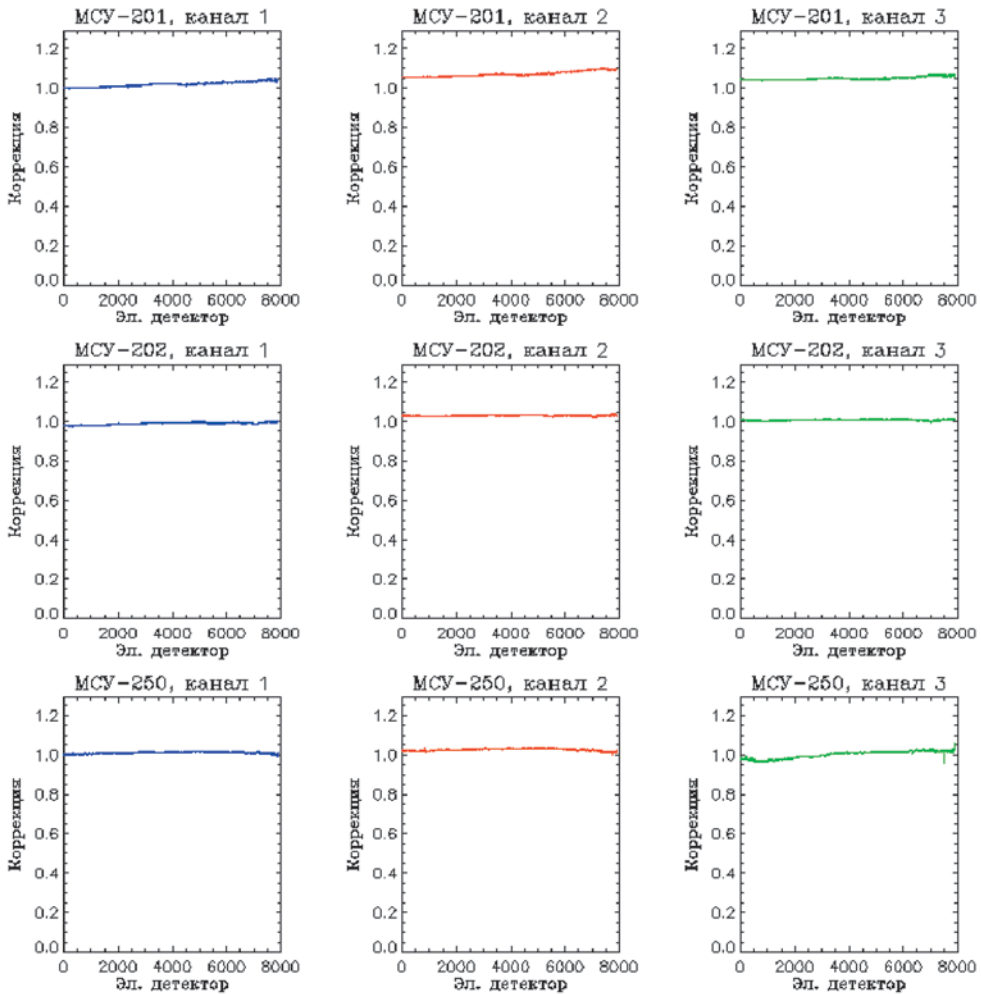


Рис. 3. Коэффициент коррекции чувствительности элементарных детекторов в спектральных каналах камер КМСС-М

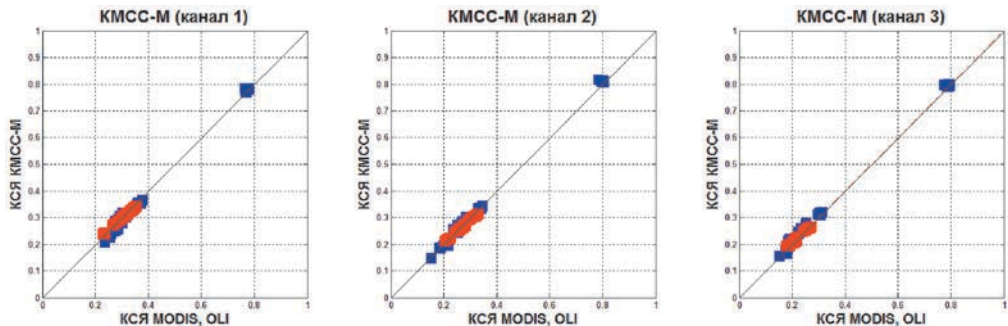


Рис. 4. Соотношение КСЯ природных объектов в спектральных каналах МСУ-201 по измерениям МСУ-201 и MODIS (показано синим цветом) и по измерения МСУ-201 и OLI (показано красным цветом)

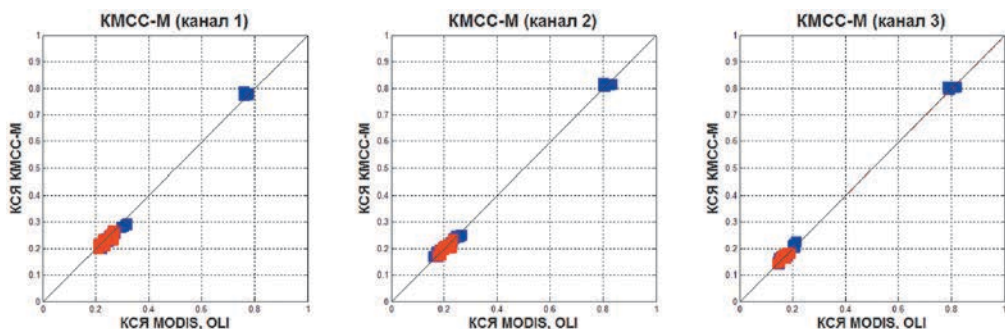


Рис. 5. Соотношение КСЯ природных объектов в спектральных каналах МСУ-202 по измерениям МСУ-202 и MODIS (показано синим цветом) и по измерения МСУ-202 и OLI (показано красным цветом)

Таблица 5. Сопоставление КСЯ природных объектов в спектральных каналах МСУ-201 по данным МСУ-201, MODIS и OLI

параметры	спектральные каналы камеры МСУ-201		
	канал 1 (755–870 нм)	канал 2 (630–680 нм)	канал 3 (535–580 нм)
MODIS			
СКО КСЯ	0,015	0,011	0,013
уравнение линейной регрессии значений КСЯ	$\rho_{МСУ}=0,979 \cdot \rho_{MODIS}$	$\rho_{МСУ}=0,993 \cdot \rho_{MODIS}$	$\rho_{МСУ}=1,03 \cdot \rho_{MODIS}$
отклонение коэффициента регрессии от 1	2,1%	0,7%	3,1%
OLI			
СКО КСЯ	0,008	0,009	0,005
уравнение линейной регрессии значений КСЯ	$\rho_{МСУ}=0,988 \cdot \rho_{OLI}$	$\rho_{МСУ}=0,976 \cdot \rho_{OLI}$	$\rho_{МСУ}=1,004 \cdot \rho_{OLI}$
отклонение коэффициента регрессии от 1	1,2%	2,4%	0,4%

Таблица 6. Сопоставление КСЯ природных объектов в спектральных каналах МСУ-202 по данным МСУ-202, MODIS и OLI

параметры	спектральные каналы камеры МСУ-202		
	канал 1 (755–870 нм)	канал 2 (630–680 нм)	канал 3 (535–580 нм)
MODIS			
СКО КСЯ	0,016	0,011	0,008
уравнение линейной регрессии значений КСЯ	$\rho_{МСУ}=0,963 \cdot \rho_{MODIS}$	$\rho_{МСУ}=0,979 \cdot \rho_{MODIS}$	$\rho_{МСУ}=0,992 \cdot \rho_{MODIS}$
отклонение коэффициента регрессии от 1	3,7%	2,1%	0,8%

параметры	спектральные каналы камеры МСУ-202		
	канал 1 (755–870 нм)	канал 2 (630–680 нм)	канал 3 (535–580 нм)
OLI			
СКО КСЯ	0,014	0,010	0,006
Уравнение линейной регрессии значений КСЯ	$\rho_{МСУ}=0,964 \cdot \rho_{OLI}$	$\rho_{МСУ}=0,979 \cdot \rho_{OLI}$	$\rho_{МСУ}=0,997 \cdot \rho_{OLI}$
Отклонение коэффициента регрессии от 1	3,6%	2,1%	0,3%

ВЫВОДЫ

Проведено сравнение радиометрического качества данных КМСС-М КА «Метеор-М» № 2 за 2018 год с данными спектрорадиометра MODIS КА «Terra» и телескопической системы OLI КА «Landsat-8», полученными за тот же период.

При сравнении КСЯ природных объектов, измеренных приборами КМСС-М КА «Метеор-М» № 2 и рассчитанных в спектральных зонах КМСС-М с помощью регрессионных соотношений по данным MODIS и OLI, учитывались зенитные углы Солнца на момент проведения съемки.

Расхождение абсолютной радиометрической калибровки спектральных каналов камер МСУ КА «Метеор-М» № 2 и MODIS, а также МСУ и OLI, не превышает 3,7% и находится в пределах точности абсолютной калибровки как MOD, так и OLI, которая составляет 5%.

Среднеквадратическое отклонение значений КСЯ природных объектов по данным МСУ, MODIS и OLI не превышает 0,016.

По результатам калибровки КМСС-М на КА «Метеор-М» № 2 в период январь-февраль 2018 года необходимая коррекция чувствительности элементарных детекторов камер МСУ не превысила 5%, т.е. находится в пределах точности калибровки.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Аванесов Г.А., Полянский И.В., Жуков Б.С., Никитин А.В., Форш А.А. Комплекс многозональной спутниковой съемки на борту КА «Метеор-М» № 1: три года на орбите // Исследование Земли из космоса. 2013. № 2. С. 74–83.
- [2] Ваваев В.А., Василейский А.С., Жуков Б.С., Жуков С.Б., Куркина А.Н., Полянский И.В. Наземная калибровка камер КМСС для КА «Метеор-М» № 1 // «Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса». М.: ИКИ РАН. 2009. Вып. 6. Т. 1. С. 251-258.
- [3] Жуков Б.С., Василейский А.С., Жуков С.Б., Зиман Я.Л., Полянский И.В., Бекренев О.В., Пермитина Л.И. Предварительная обработка видеоданных КМСС с КА «Метеор-М» // «Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса». 2008. М.: ИКИ РАН. Вып. 5. Т. 1. С. 260-266.

- [4] Жуков Б.С., Кондратьева Т.В., Полянский И.В., Пермитина Л.И. Полетная радиометрическая кросскалибровка комплекса многозональной спутниковой съемки на КА «Метеор-М» № 1 по спектрорадиометру MODIS на КА Terra // «Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса». М.: ИКИ РАН. 2014. Т.11. № 2. С.123-137.
- [5] Кондратьева Т.В., Жуков Б.С., Полянский И.В., Фори А.А. Сопоставление коэффициентов яркости природных объектов по данным комплекса КМСС на КА «Метеор-М» № 1 и MODIS на КА Terra. // «Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса». М.: ИКИ РАН. 2015. Т.12, № 1. С.215-224.
- [6] Кондратьева Т.В., Жуков Б.С., Пермитина Л.И., Полянский И.В. Сопоставление радиометрических данных КМСС-М КА «Метеор-М» № 2 с данными MODIS КА «Terra» и OLI Landsat-8 // «Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса». М.: ИКИ РАН. 2018. Т.15. № 2. С.19-28.
- [7] Шовенгердт Р.А. Дистанционное зондирование, методы и модели обработки изображений. М.: Техносфера, 2010.
- [8] Wu A.S., Xiong X.X., Doelling D.R., Morstad D., Angal A., Bhatt R. Characterization of Terra and Aqua MODIS VIS, NIR, and SWIR Spectral Bands' Calibration Stability // IEEE Trans. Geosci. Remote Sens. 2013. V. 51. No.7. P. 4330-4338.

COMPARISON OF RADIOMETRIC DATA OF MULTISPECTRAL IMAGING SYSTEM KMSS-M ON-BOARD «METEOR-M» No. 2 FOR THE YEAR 2018 WITH THE DATA MODIS «TERRA» AND OLI «LANDSAT-8»

T.V. Kondratieva, B.S. Zhukov, I.V. Polyansky

Space Research Institute of the Russian Academy of Sciences (IKI)

The radiometric data of the satellite imaging systems KMSS-M on-board Meteor-M No.2 s/c, MODIS on-board Terra s/c and OLI on-board Landsat-8 s/c obtained within the periods January-February and April-June 2018 were compared. The multispectral satellite imaging system KMSS-M operated on-board Meteor-M No. 2 s/c (put into orbit on July 8, 2014) is a part of the Meteor-3M series of polar-orbiting weather satellites. KMSS-M consists of three MSU cameras (multi-zone scanning device), monitoring land surfaces and water areas in the visible and near infrared ranges. Radiometric quality of the KMSS-M data is provided annually by an in-flight radiometric cross-calibration with respect to the MODIS spectroradiometer over the test homogeneous snow fields of Antarctica with an accuracy of 6–7%. Comparison of reflectance of a wide range of natural objects with the same geographical coordinates and shooting times, which were measured by the KMSS-M cameras and MODIS/Terra, KMSS-M cameras and OLI/Landsat-8 showed that their absolute calibration discrepancy was estimated to be within 3,7%, root-mean-squared (RMS) deviation was within 0,016.

Keywords: KMSS-M, multispectral satellite imaging system, Meteor-M No.2, MODIS, Terra, OLI, Landsat-8, reflectance, radiometric cross-calibration, in-flight radiometric calibration.

Kondratieva Tatiana Viktorovna – senior scientist, PhD, tkondratieva@iki.rssi.ru

Zhukov Boris Sergeevich – senior scientist, PhD, bzhukov@iki.rssi.ru

Polyanskiy Ivan Valer'evich – leading constructor, ivpolyan@cosmos.ru

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

Б.С. Жуков¹, В.А. Гришин¹, С.Б. Жуков¹, Т.В. Кондратьева¹, А.Г. Тучин², В.С. Ярошевский²

¹ Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН)

² Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН (ИПМ им. М.В. Келдыша РАН)

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

Ключевые слова: автономная оптическая навигация, абсолютная навигация, относительная навигация, посадка на Луну

ВВЕДЕНИЕ

Одним из основных направлений исследований Луны в ближайшие годы является изучение ее полярных районов с автоматических посадочных аппаратов. Для успеха этих миссий необходим точный вывод космического аппарата (КА) в район посадки, автоматический выбор безопасного места посадки и приведение КА к нему с контролем высоты и скорости. Эти операции должны

Жуков Борис Сергеевич – старший научный сотрудник, к.ф.-м.н., bjukov@iki.rssi.ru

Гришин Владимир Александрович – старший научный сотрудник, к.т.н., доцент, vgrishin@iki.rssi.ru

Жуков Станислав Борисович – инженер, sbzukov@iki.rssi.ru

Кондратьева Татьяна Викторовна – старший научный сотрудник, к.ф.-м.н., tkondratieva@iki.rssi.ru

Тучин Андрей Георгиевич – главный научный сотрудник, д.ф.-м.н., tag@kiam1.rssi.ru

Ярошевский Виктор Степанович – ведущий научный сотрудник, к.ф.-м.н., yaroshvs@mail.ru

осуществляться автоматически без контроля с Земли. Решение этих задач предполагает использование системы автономной оптической навигации в дополнение к традиционным бортовым навигационным системам. Первый опыт реализации такой системы на отечественных КА был сделан при разработке Телевизионной системы навигации и наблюдения (ТСНН) для миссии «Фобос-Грунт» (*Аванесов и др.*, 2010). Несмотря на то, что эта миссия закончилась неудачей на самом начальном этапе, методические и технические решения, заложенные в ТСНН, могут использоваться и развиваться в будущих космических проектах.

Посадка на Луну будет проходить в два основных этапа:

- участок подлета или основного торможения (ОТ), когда после схода с предпосадочной орбиты КА летит вдоль поверхности Луны к району посадки, постепенно снижаясь от ~ 18 км до $\sim 2,5$ км,
- вертикальный спуск и прецизионное торможение, когда после выхода в район посадки КА разворачивается по местной вертикали и осуществляет постепенное снижение с высоты ~ 2 км с гашением скорости до касания с поверхностью.

Задачей данной работы является моделирование оптических навигационных измерений на этапе подлета. Моделирование автономной оптической навигации на заключительном этапе вертикального спуска и прецизионного торможения рассматривается в работе (*Жуков и др.*, 2018).

Программные средства моделирования оптических навигационных измерений, разработанные в Институте космических исследований РАН, интегрируются в разрабатываемую в Институте прикладной математики РАН комплексную систему моделирования управления посадкой на Луну, которая на этапе ОТ включает также модель бесплатформенного инерциального блока (БИБ), в состав которого входят измерители угловых скоростей и ускорений и модели двигательной установки КА.

Точность определения траектории КА на этапе подлета без использования автономной оптической навигации может ухудшаться от нескольких сотен метров в начале торможения до единиц километров в конце торможения вследствие накопления измерительных ошибок БИБ, особенно вдоль трассы полета. Это заставляет выбирать для посадки максимально ровные районы размером в десятки километров. Автономная оптическая навигация позволяет на один-два порядка уменьшить ошибки определения траектории КА, соответственно уменьшить необходимые размеры района посадки и при его выборе больше приоритета отдавать задачам научных исследований Луны.

АБСОЛЮТНАЯ ОПТИЧЕСКАЯ НАВИГАЦИЯ

Наиболее точный метод измерения положения КА на этапе подлета – абсолютная оптическая навигация по контрольным точкам (КТ), т.е. хорошо распознаваемым участкам поверхности с известными координатами в селенографической системе координат (СГСК). Принцип абсолютной навигации иллюстрируется на рис. 1.

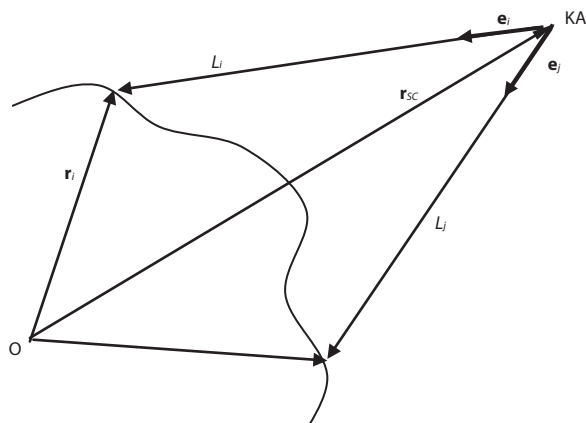


Рис. 1. Геометрия абсолютной навигации

Пусть на изображении идентифицировано N контрольных точек, положение которых в СГСК известно и задается радиус-векторами \mathbf{r}_i ($i = 1, \dots, N$). Тогда для каждой КТ можно написать векторное уравнение

$$\mathbf{r}_i = \mathbf{r}_{SC} + L_i \mathbf{e}_i \quad (1)$$

где \mathbf{r}_{SC} – радиус-вектор КА в СГСК, \mathbf{e}_i – единичный вектор в направлении наблюдения i -ой контрольной точки с КА, измеренный по изображению и преобразованный в СГСК с использованием информации об ориентации камеры, L_i – расстояние от КА до КТ.

Неизвестными в системе N векторных, т.е. $3N$ скалярных уравнений (1) являются 3 компоненты вектора \mathbf{r}_{SC} и N расстояний L_i до КТ, т.е. $3+N$ скалярных параметра. При опознавании на изображении двух или более КТ система (1) может быть решена относительно \mathbf{r}_{SC} и L_i методом наименьших квадратов (МНК). При этом предполагается, что ориентация камеры измеряется независимо с помощью БИБ (на этапе подлета более точные измерения с помощью звездных датчиков могут быть невозможны в условиях работы тормозных двигателей). В принципе при наблюдении на одном изображении не менее трех КТ можно одновременно оценить и координаты, и ориентацию КА, однако такие оценки могут быть сильно коррелированы и потому менее надежны.

Возможность применения метода абсолютной навигации определяется возможностью выбора КТ, разрешение которых соответствует разрешению камеры. В работе (Жуков и др., 2017) для навигации на этапе подлета предложено использовать сверхширокоугольную камеру с полем зрения $\sim 180^\circ$. При достаточном разрешении такой камеры, которое при снижении будет меняться от ~ 30 до ~ 3 м, большое поле зрения камеры позволяет наблюдать максимально возможное число КТ. Кроме того, в этом случае измерения положения КА будут мало чувствительны к наклону камеры, который будет меняться на протяжении основного торможения до 30° , за счет возможности выбора для обработки фрагмента изображения, полученного в диапазоне углов наблюдения поверхности $\pm 45^\circ$ около надира, где перспективные искажения изображений относительно невелики.

Выбор контрольных точек должен основываться на следующих основных принципах:

- КТ должны покрывать район траектории подлета с учетом возможных ошибок выведения;
- поскольку изображения лунной поверхности определяются, в основном, рельефом поверхности и сильно зависят от углов освещения и наблюдения, КТ необходимо описывать трехмерными моделями рельефа в области определения КТ размером, например, 16×16 пикс. и рассчитывать их эталонные изображения для конкретных условий наблюдения в реальном времени или заранее на Земле или на борту, если время посадки априорно известно; в последнем случае можно учесть реальные углы освещения поверхности, но не реальные углы наблюдения вследствие ошибок прогноза траектории снижения – поэтому эталонные изображения КТ в этом случае следует рассчитывать в ортогональной проекции, т.е. для случая наблюдения каждой точки в надир, и проверять их применимость при ожидаемом разбросе углов наблюдения, например, $\pm 45^\circ$ относительно надира;
- при неопределенности высоты съемки, а также для применения иерархического метода поиска соответствия КТ на изображении необходимо использовать иерархическую пирамиду моделей и/или эталонных изображений КТ с разрешением, отличающимся, например, в 2 раза;
- для того чтобы обеспечить максимальную чувствительность изображения КТ к смещениям, в качестве критерия выбора КТ можно использовать максимизацию минимума среднеквадратической производной яркости по направлению среди всех возможных направлений, который находится как минимальное собственное значение матрицы (Визильтер и др., 2010):

$$\mathbf{A} = \begin{pmatrix} \langle I_x^2 \rangle & \langle I_x I_y \rangle \\ \langle I_x I_y \rangle & \langle I_y^2 \rangle \end{pmatrix},$$

равное

$$a_{\min} = 0,5(\langle I_x^2 \rangle + \langle I_y^2 \rangle) - \sqrt{0,25(\langle I_x^2 \rangle - \langle I_y^2 \rangle)^2 + \langle I_x I_y \rangle^2}; \quad (2)$$

здесь I_x и I_y – производные яркости по направлениям строк и столбцов изображения, усреднение проводится по области определения КТ; аппроксимацией этого критерия является широко используемый критерий Харриса;

- изображения КТ должны хорошо распознаваться и быть уникальными в области их поиска на изображении; соответствующий тест может состоять в однозначном распознавании КТ с коэффициентом корреляции больше 0,9 при наложении шума с отношением сигнал/шум ~ 10 и при вариации углов освещения и наблюдения в соответствии с ожидаемыми условиям съемки;
- для представления моделей или эталонных изображений КТ необходимо выбирать простую в вычислительном отношении картографическую проекцию, сохраняющую масштаб по обеим осям в окрестности КТ.

В банке КТ должны храниться их топографические модели и/или эталонные изображения, координаты их центра в СГСК и критерий качества a_{\min} .

В настоящее время наилучшее разрешение среди глобальных топографических моделей Луны на широтах выше 60° , где будет проходить этап основного торможения лунных миссий с посадкой в полярных районах, имеет модель LOLA256P с разрешением 118 м, построенная по данным лазерного высотомера Lunar Orbiter Laser Altimeter (LOLA) миссии Lunar Reconnaissance Orbiter (LRO) (http://imbrium.mit.edu/BROWSE/LOLA_GDR/CYLINDRICAL.html). На отдельные небольшие участки поверхности размером до нескольких десятков километров имеются топографические модели с разрешением ~ 2 м, построенные по данным узкоугольной камеры NAC, входящей в съемочную систему Lunar Reconnaissance Orbiter Camera (LROC) (http://wms.lroc.asu.edu/lroc/rdr_product_select). Однако их покрытие совершенно недостаточно для выбора контрольных точек на всем участке подлета.

На рис. 2 для примера показан возможный выбор КТ по ортоизображению участка подлета к одному из потенциальных районов посадки будущих лунных миссий – к северу от кратера Богуславский ($69,545^\circ$ ю.ш., $43,544^\circ$ в.д.). Ортоизображение построено по модели LOLA256P с разрешением 118 м. Здесь же показано сужающееся поле зрения камеры в диапазоне углов наблюдения поверхности $\pm 45^\circ$ около надира при уменьшении высоты. Значительно более низкое разрешение модели по сравнению с разрешением камеры существенно ограничивает возможность выбора КТ, особенно на последнем этапе основного торможения.

Достаточное количество КТ может быть определено до высоты 6,5 км. Далее указанным критериям удовлетворяет лишь одна КТ, которая должна наблюдаться при высоте КА между 4 и 5 км.

Обеспечение абсолютной навигации на всем участке подлета будущих миссий требует создания топографических моделей поверхности небесных тел с разрешением не хуже ~ 10 м. Для Луны эта задача ставится перед проектом топографического картирования Луны в миссии «Луна-26» («Луна-Ресурс-01») с помощью Лунной стерео-топографической камеры (ЛСТК) (Polyansky et al., 2017).

ОТНОСИТЕЛЬНАЯ ОПТИЧЕСКАЯ НАВИГАЦИЯ

Относительная навигация может применяться на заключительном участке подлета при отсутствии достаточного количества КТ. Для этого используются «относительные» ориентиры – участки поверхности, хорошо распознаваемые на последовательности получаемых изображений, но априорно не привязанные к СГСК.

Схема относительной навигации в упрощенном виде показана на рис. 3.

Пусть в моменты времени t_1 и t_2 известны радиус-вектора КА в СГСК $\mathbf{r}_{SC,1}$ и $\mathbf{r}_{SC,2}$ по результатам абсолютной навигации (при невозможности ее применения – по баллистическому прогнозу). Если на изображениях, полученных в эти моменты времени, распознаются ориентиры i и j и определяются вектора направления на них $\mathbf{e}_{i,1}$, $\mathbf{e}_{j,1}$, $\mathbf{e}_{i,2}$, $\mathbf{e}_{j,2}$ в СГСК, то эти данные позволяют рассчитать радиус-вектора этих ориентиров \mathbf{r}_i и \mathbf{r}_j в СГСК, используя процедуру, аналогичную расчету радиус-вектора КА по КТ в методе абсолютной навигации. Тогда при нахождении этих ориентиров на третьем изображении, полученном в следующий момент времени t_3 , они могут использоваться аналогично контрольным точкам для определения положения КА $\mathbf{r}_{SC,3}$ в момент времени t_3 .

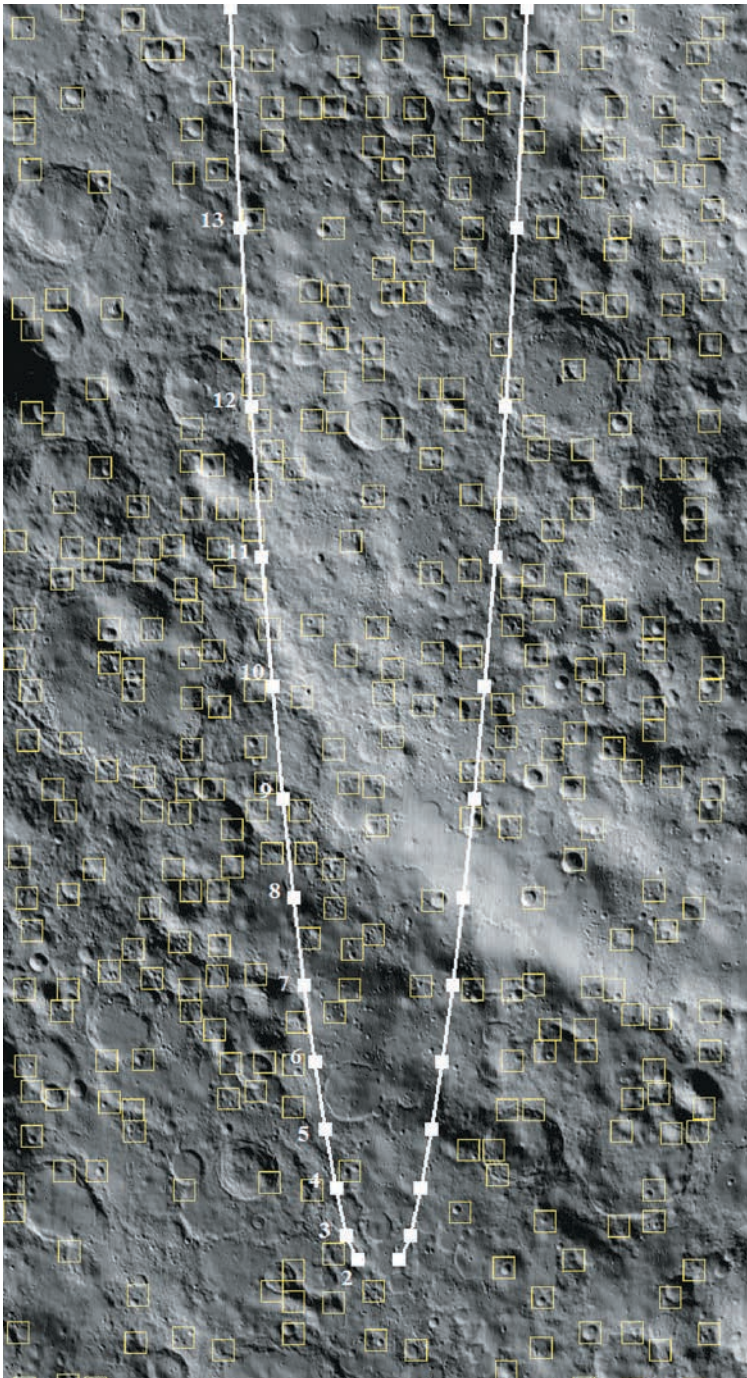


Рис. 2. Пример выбора контрольных точек (желтые квадраты) по ортоизображению участка подлета к потенциальному району посадки к северу от кратера Богуславский, построенному модели LOLA256P с разрешением 118 м; границы поля зрения в диапазоне углов $\pm 45^\circ$ около надира показаны белыми линиями; цифры у линий указывают высоту КА в километрах

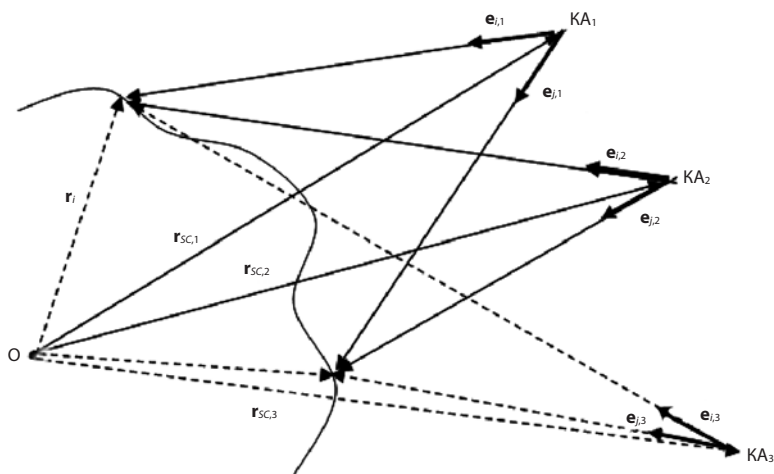


Рис. 3. Схема относительной навигации

Недостаток метода относительной навигации состоит в накоплении ошибок. Ошибки в оценке координат относительных ориентиров r_i и r_j приводят к ошибкам в оценке положения КА $r_{SC,3}$ в момент времени t_3 , которые, в свою очередь, приведут к увеличению ошибок определения координат новых ориентиров на новых изображениях, положения КА в следующий момент времени и т.д. Для уменьшения этих ошибок необходимо проводить многократную съемку ориентиров при максимально возможном изменении углов наблюдения. По мере получения новых снимков ориентиров уточняется как их положение, так и положение КА во все предыдущие моменты съемок. Хотя таким образом можно решить задачу определения траектории чисто геометрически, наиболее эффективно она решается при комплексировании оптических и инерциальных измерений.

АЛГОРИТМ ОПТИЧЕСКИХ НАВИГАЦИОННЫХ ИЗМЕРЕНИЙ

Предлагаемый алгоритм параллельно отслеживает КТ и относительные ориентиры. При наличии не менее двух КТ они используются для определения положения КА и уточнения положения ориентиров. В противном случае для определения положения КА дополнительно используются ориентиры.

Входной информацией алгоритма являются:

- баллистический прогноз радиус-вектора КА в СГСК r'_{SC} и его среднеквадратическая ошибка (СКО) σ_{SC} ,
- матрица перехода из внутренней системы координат навигационной камеры (ВСК) в СГСК $T_{ВСК}^{СГСК}$ на момент получения изображения, рассчитанная по измерениям ориентации КА в инерциальной системе координат с использованием перехода в СГСК по измерениям времени.

Выходной информацией алгоритма являются: оценка радиус-вектора КА в СГСК r_{SC} и ее ковариационная матрица $cov(r_{SC})$.

В алгоритме используются следующие вспомогательные функции.

Проекционная функция камеры $\mathbf{e}^{BCK}=F_{cam}(u,v)$, связывающая единичный вектор наблюдения в ВСК $\mathbf{e}^{BCK}=(\sin\alpha\cos\beta, \sin\alpha\sin\beta, \cos\alpha)$ с координатами точки изображения в пикселах (u,v) . Здесь α – угол отклонения направления наблюдения от оптической оси, β – азимутальный угол направления наблюдения. Для широкоугольного объектива навигационной камеры, предложенной для навигации при посадке (Жуков и др., 2017), выбрана так называемая оптическая схема «f-theta», особенностью которой является линейная проекционная функция по углу α , при которой:

$$\alpha = \delta\sqrt{(u-u_0)^2 + (v-v_0)^2},$$

$$\beta = \arctg((v-v_0)/(u-u_0))$$

где δ – угловое разрешение камеры, (u_0, v_0) – координаты оптической оси на изображении.

Отклонения от этой функции в реальной камере будут определяться и учитываться по результатам ее геометрической калибровки. Обратная проекционная функция обозначается как $(u,v)=F_{cam}^{-1}(\mathbf{e}^{BCK})$.

Функция преобразования изображения в картографическую проекцию i-ой КТ $(x,y)=F_i(\mathbf{e})$, связывающая вектор наблюдения в СГСК $\mathbf{e}=T_{BCK}^{CRCK}\mathbf{e}^{BCK}$ и координаты (x,y) соответствующей ему точки картографической проекции, измеряемые в пикселах. Для бортового алгоритма, который должен быть реализован на маломощных космических процессорах, можно использовать простую в вычислительном отношении синусоидальную проекцию с центром в центре КТ (φ_i, λ_i) :

$$(x,y)=((\lambda-\lambda_i)\cos\varphi, (\varphi-\varphi_i))(R_0+H_i)/d+(x_0,y_0),$$

где $R_0=1737,4$ км – радиус референц-сферы Луны, H_i – высота КТ, d – разрешение эталонного изображения КТ, (x_0, y_0) – координаты центра проекции, φ и λ – широта и долгота точки пересечения луча наблюдения $\mathbf{r}=\mathbf{r}'_{sc}+L\mathbf{e}$ со сферой радиусом R_0+H_i , $L=-\mathbf{r}'_{sc}\mathbf{e}-\sqrt{(\mathbf{r}'_{sc}\mathbf{e})^2-(\mathbf{r}'_{sc}{}^2-(R_0+H_i)^2)}$ – расстояние от КА до точки пересечения.

За счет выбора индивидуальной проекции для каждой КТ обеспечивается сохранение масштаба и углов в окрестности КТ с достаточной для корреляционного анализа точностью. Обратную функцию будем обозначать как $\mathbf{e}=F_i^{-1}(x,y)$.

Алгоритм включает следующие операции.

1. Выбор КТ, попадающих на изображение. Из банка КТ выбираются те КТ, географические координаты которых попадают в интервал географических координат, покрываемых изображением с учетом неопределенности их прогноза. Для уменьшения времени вычислений в обработку принимается не более 9 КТ. Для этого изображение в поле зрения $\pm 45^\circ$ около надира разбивается на квадраты 3×3 , и в каждом квадрате выбирается одна КТ с наибольшим значением критерия качества a_{\min} . Для каждой выбранной КТ проводятся операции по пп. 2–6.

2. Расчет эталонного изображения КТ (если оно не рассчитано заранее). Эталонные изображения КТ рассчитываются по их топографическим моделям

для направлений освещения и наблюдения, определяемых по прогнозу положения КА. В качестве закона отражения поверхности Луны можно принять закон Ломмеля-Зеелигера:

$$f = \frac{2 \cos \vartheta_i}{\cos \vartheta_i + \cos \vartheta_e},$$

обеспечивающий достаточную точность для установления соответствия корреляционным методом. Здесь ϑ_i и ϑ_e – углы падения и наблюдения, отсчитываемые от нормали к элементу поверхности. На небольших участках, где нет необходимости учитывать изменение фазового угла, этот закон отражения хорошо аппроксимирует более точный, но значительно более громоздкий в вычислительном отношении закон отражения Хапке (Хапке, 1993). Если разрешение модели лучше разрешения реального изображения, то из иерархической пирамиды моделей КТ выбирается модель с наиболее близким разрешением к разрешению изображения.

3. Проектирование изображения области поиска в картографическую проекцию КТ. Размер области поиска в картографической проекции КТ принимается равным ± 5 -кратному значению среднеквадратической ошибки прогноза положения КА. Центр проекции (x_0, y_0) помещается в середину области поиска. Для каждого пиксела области поиска (x, y) рассчитываются его координаты на реальном изображении:

$$(u, v) = F_{cam}^{-1} \left(T_{CGCK}^{BCK} \left(F_i^{-1}(x, y) \right) \right), \quad (3)$$

и по ним находится значение яркости пиксела (x, y) . Если разрешение полученного изображения лучше разрешения модели, то значение сигнала пиксела (x, y) получается усреднением по участку изображения вокруг пиксела (u, v) , размер которого соответствует разрешению модели, а в противном случае находится путем интерполяции изображения.

Для ускорения вычислений соответствие координат (x, y) и (u, v) можно установить по соотношению (3) только для угловых точек области поиска, а для остальных точек получить путем билинейной интерполяции.

Здесь в функции F_i^{-1} используется прогнозируемое положение КА \mathbf{r}'_{sc} . Из-за его отличия от реального положения КА образ КТ в области поиска может быть смещен относительно центра проектирования.

4. Поиск соответствия КТ. Для поиска соответствия КТ в области поиска на изображении, представленной в ее картографической проекции, проводится последовательная проверка окон, имеющих размер области определения КТ, при сдвиге окна на один пиксел вдоль строк и столбцов изображения. При этом могут использоваться различные дескрипторы и критерии распознавания (*Визильтер и др.*, 2010). В данной работе распознавание КТ проводилось корреляционным методом. Для сравнения, в программно-алгоритмическом обеспечении (ПАО) ТСНН в качестве дескрипторов использовались коэффициенты Адамара (Гришин, 2009). Окончательный выбор дескрипторов и критерия распознавания должен оптимизироваться с учетом вычислительных ограничений конкретного бортового процессора.

На начальном этапе размер области поиска может быть большим, что при прямом поиске соответствия потребует больших вычислительных затрат. В этом случае целесообразно использовать иерархический поиск, когда соответствие сначала устанавливается по загрубленному изображению области поиска с использованием загрубленного эталонного изображения КТ, а потом уточняется по изображению более высокого разрешения. Схематически принцип иерархического поиска иллюстрируется показан на рис. 4. для случая, когда область поиска имеет размер 256×256 пикс. При прямом поиске, когда проверяется корреляция при смещении окна на один пиксел, требуется $256^2 = 65536$ проверок. При иерархическом поиске сначала поиск проводится по 16-кратно загрубленному изображению, где область поиска имеет размер 16×16 пикс., и требуется 256 проверок корреляции. Пиксел, в котором достигается максимум коэффициента корреляции на 16-кратно загрубленном изображении, а также соседние пиксели в окне 3×3 вокруг него, проверяются на 4-кратно загрубленном изображении, где область поиска имеет размер 12×12 пикселей и требует 144 проверки корреляции. Аналогичным образом, пиксел, в котором достигается максимум коэффициента корреляции на 4-кратно загрубленном изображении, а также соседние пиксели в окне 3×3 вокруг него, проверяются на исходном изображении, где область поиска также имеет размер 12×12 пикселей и требует 144 проверки корреляции. Таким образом, при иерархическом поиске в данном случае требуется всего 544 проверки корреляции, что на два порядка меньше, чем при прямом поиске.

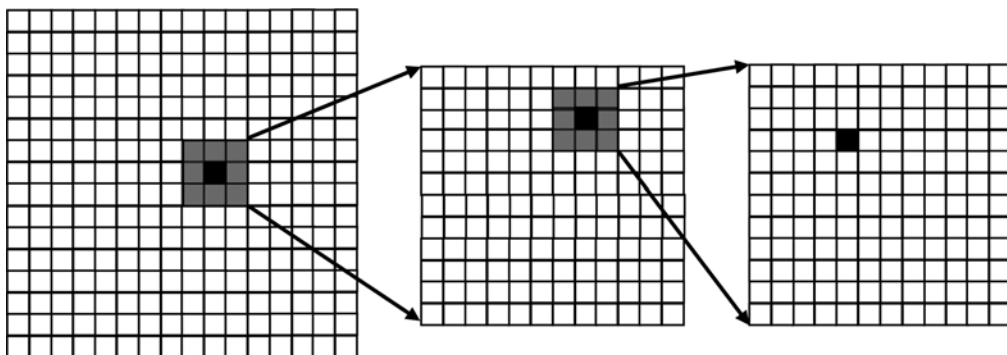


Рис. 4. Схема иерархического поиска

Количество шагов иерархического поиска выбирается адаптивно так, чтобы на первом шаге размер области поиска не превышал, например, 16×16 пикс. Для дополнительного ускорения вычислений используется метод интегральных изображений (*Viola and Jones, 2001*), позволяющий избежать повторного суммирования одних и тех же членов при смещении окна.

5. Фильтрация ненадежно установленных соответствий КТ. Следующие тесты могут использоваться для отбраковки ненадежно установленных соответствий:

- низкие значения коэффициента корреляции, например, меньше 0,8,
- (при иерархическом поиске) найденные координаты КТ в области поиска на изображениях более низкого и более высокого разрешения отличаются больше, чем на размер пиксела изображения более низкого разрешения, что

может указывать на отличие структуры КТ на эталонном изображении и найденного окна в области поиска.

6. Расчет вектора наблюдения для КТ. Окно с максимальным коэффициентом корреляции на исходном изображении наиболее высокого разрешения считается образом КТ и по координатам его центра (x_i, y_i) рассчитывается вектор направления на КТ в СГСК $\mathbf{e} = F_i^{-1}(x_i, y_i)$.

7. Определение области поиска ранее найденных относительных ориентиров. Поскольку на участке подлета скорость изменения масштаба не превышает 1,5%/с, а угловое смещение точек поверхности на изображении не превышает 5°/с, то при интервале времени между последовательными изображениями 1–2 с трансформацией изображений ориентиров при их смещении в новое положение можно пренебречь. Поэтому поиск соответствия ранее найденных ориентиров проводится непосредственно по исходному изображению. Центр области поиска j -го ориентира выбирается в точке $(u_c, v_c) = F_{cam}^{-1}(T_{CRCK}^{BCK}(\mathbf{r}_j - \mathbf{r}'_{SC}) / |\mathbf{r}_j - \mathbf{r}'_{SC}|)$, где \mathbf{r}_j – текущая оценка его радиус-вектора в СГСК, а размер области поиска принимается соответствующим ± 5 -кратному значению среднеквадратической ошибки прогноза положения ориентира, которая складывается из ошибок прогноза положения КА и ориентира.

8. Поиск соответствия относительных ориентиров. Поиск соответствия ориентиров в области поиска проводится корреляционным методом (см. замечания к п. 4). Для ускорения вычислений применяется иерархический поиск: сначала проводится поиск по заглубленным изображениям, а затем уточняется по исходному. Для дополнительного ускорения вычислений используется метод интегральных изображений. Фильтрация неверно установленных соответствий проводится так же, как описано в п. 5. По координатам изображения центра найденного ориентира (u_j, v_j) определяется вектор его наблюдения в СГСК: $\mathbf{e}_j = T_{BCK}^{CRCK} F_{cam}(u_j, v_j)$.

9. Расчет радиус-вектора КА. В случае, когда на изображении найдено не менее двух КТ, радиус-вектор КА \mathbf{r}_{SC} и его ковариационная матрица получаются МНК-решением системы уравнений (1):

$$\mathbf{r}_{SC} = \mathbf{A}^{-1} \mathbf{b}, \tag{4}$$

где \mathbf{A}^{-1} – матрица, обратная матрице

$$\mathbf{A} = \begin{pmatrix} N - \sum_i e_{ix}^2 & - \sum_i e_{ix} e_{iy} & - \sum_i e_{ix} e_{iz} \\ - \sum_i e_{iy} e_{ix} & N - \sum_i e_{iy}^2 & - \sum_i e_{iy} e_{iz} \\ - \sum_i e_{iz} e_{ix} & - \sum_i e_{iz} e_{iy} & N - \sum_i e_{iz}^2 \end{pmatrix}, \tag{5}$$

$$\mathbf{b} = \begin{pmatrix} \sum_i (x_i - (\mathbf{r}_i \mathbf{e}_i) e_{ix}) \\ \sum_i (y_i - (\mathbf{r}_i \mathbf{e}_i) e_{iy}) \\ \sum_i (z_i - (\mathbf{r}_i \mathbf{e}_i) e_{iz}) \end{pmatrix}. \tag{6}$$

Ковариационная матрица вектора \mathbf{r}_{SC} находится как:

$$\text{cov}(\mathbf{r}_{SC}) = \mathbf{A}^{-1} \sigma^2,$$

где $\sigma^2 = \frac{1}{2N-3} \sum_i (\mathbf{r}_{SC} + L_i \mathbf{e}_i - \mathbf{r}_i)^2$, $L_i = \mathbf{e}_i(\mathbf{r}_i - \mathbf{r}_{SC})$ – оценка расстояния до КТ, $2N-3$ – число степеней свободы после оценки $N+3$ параметров \mathbf{r}_{SC} и L_i по $3N$ скалярным уравнениям.

После этого проводится дополнительная фильтрация неверно установленных соответствий по критерию $|\mathbf{r}_i - \mathbf{r}_{SC} - L_i \mathbf{e}_i| > 3\sigma$. Далее проводится повторная оценка \mathbf{r}_{SC} и его ковариационной матрицы только по КТ, прошедшим указанный тест.

Если на изображении найдена одна КТ или КТ не найдены, то для оценки положения КА дополнительно используются оценки радиус-вектора и направления наблюдения тех относительных ориентиров, которые наблюдались не менее трех раз.

10. Уточнение координат относительных ориентиров и обновление их эталонных изображений. Радиус-вектора относительных ориентиров \mathbf{r}_j , которые наблюдались не менее двух раз, пересчитываются по соотношениям, аналогичным (4–6), с соответствующей заменой \mathbf{r}_{SC} на \mathbf{r}_j , \mathbf{r}_i на \mathbf{r}_{SCi} и \mathbf{e}_i на $-\mathbf{e}_i$. Для того чтобы избежать накопления искажений в эталонных изображениях ориентиров, они обновляются на каждом шаге.

11. Выбор новых относительных ориентиров. В квадратах, где не найдено ни КТ, ни ранее определенных ориентиров, выбираются новые ориентиры по критерию (2) и определяются их эталонные изображения. При этом также для ускорения вычислений используется метод интегральных изображений. Сначала эталонное изображение ориентира выбирается по 4-кратно заглубленному изображению квадрата, а затем – по исходному изображению в пределах области определения ориентира на заглубленном изображении. В бортовом варианте могут использоваться более простые в вычислительном отношении критерии выбора ориентиров.

Начальное положение ориентира на поверхности Луны, используемое для прогноза его смещения, определяется по координатам его центра на исходном изображении (u, v) как точка пересечения луча наблюдения ориентира с референц-сферой:

$$\mathbf{r} = \mathbf{r}_{SC} + \left(-\mathbf{r}_{SC} \mathbf{e} - \sqrt{(\mathbf{r}_{SC} \mathbf{e})^2 - (\mathbf{r}_{SC}^2 - R_0^2)} \right) \mathbf{e},$$

где $\mathbf{e} = T_{BCK}^{CTCK} F_{cam}(u, v)$.

РЕЗУЛЬТАТЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ

Разработанный программный комплекс моделирования оптических навигационных измерений на траектории подлета позволяет:

- моделировать последовательность изображений лунной поверхности на заданной траектории с использованием топографической модели Луны, проекционной функции камеры и угловых координат Солнца;

- выполнять абсолютные и относительные навигационные измерения по последовательности полученных изображений (функция, моделирующая работу бортового процессора);
- выбирать контрольные точки на лунной поверхности для заданных условий наблюдения;
- тестировать и оптимизировать алгоритмы оптических навигационных измерений.

Проиллюстрируем результаты моделирования на примере этапа подлета к району посадки к северу от кратера Богуславский. Использованная при моделировании реализация траектории подлета показана на рис. 5. Дискретность по времени моделирования траектории подлета, получаемых на ней изображений и их обработки составляла 1 с. Контрольные точки выбирались по существующей модели LOLA-256P с разрешением 118 м (рис. 2).

Разрешение навигационной камеры с полем зрения 180° и фотоприемной матрицей CMV4000 размером 4 Мпикс. (Жуков и др., 2017) на подлете к району посадки будет меняться от 30 до 3 м. Поскольку разрешения модели LOLA-256P для моделирования получаемых изображений недостаточно, а модели более высокого разрешения на участок подлета отсутствуют, для моделирования изображений была сконструирована искусственная синтетическая модель путем наложения на модель LOLA-256P участка подлета той же модели LOLA-256P, сжатой в 10 раз по горизонтали и вертикали, т.е. имеющая разрешение 11,8 м, позволяющее адекватно моделировать изображения навигационной камеры вплоть до высоты 8 км. Для моделирования изображений на более низких высотах на эту модель повторно накладывалась модель LOLA-256P, сжатая в 100 раз по горизонтали и вертикали, т.е. имеющая разрешение 1,18 м.

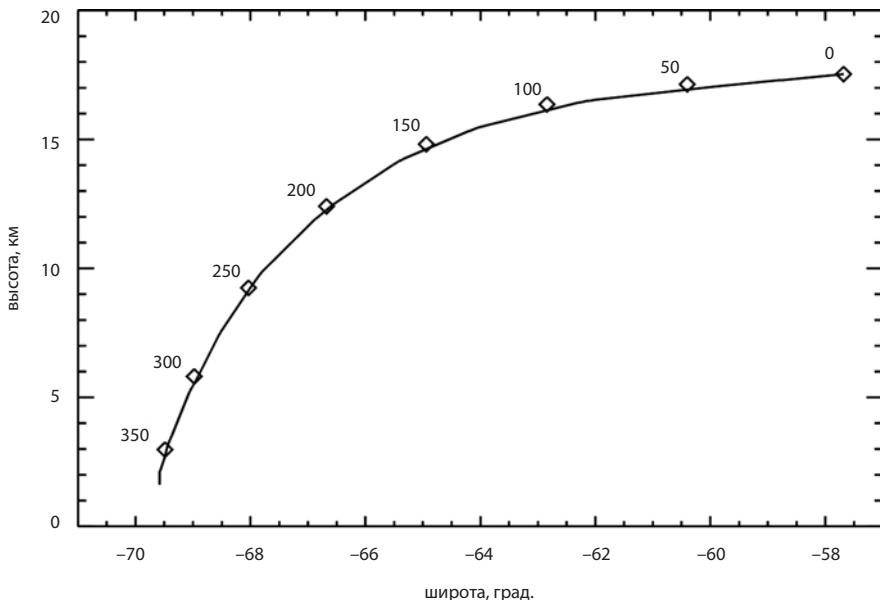


Рис. 5. Модельная траектория КА на этапе подлета; цифры у кривых – время в секундах

Модельные изображения получались путем нахождения точки пересечения направления каждого пиксела с соответствующей моделью, проверки его затенения и, в случае отсутствия затенения, расчете его яркости по модели Хапке (Нарке, 1993). Яркость затененных участков принималась равной нулю. К изображению добавлялся случайный радиометрический шум, который в соответствии с характеристиками фотоприемной матрицы CMV4000 представлял собой сумму темнового шума со среднеквадратической величиной 13 e^- и фотонного шума, рассчитанного исходя из условия, что максимальный сигнал изображения соответствует 90% глубины потенциальной ямы фотоприемника (13500 e^-).

Окно программы моделирования автономной оптической навигации показано на рис. 6. Вследствие того, что размер области поиска соответствия как правило не превышал 1 км, т.е. 9 пикселей эталонных изображений КТ, иерархический подход для поиска КТ в данном случае не применялся. С другой стороны, поскольку разрешение изображений относительных ориентиров значительно лучше и размер области их поиска на исходном изображении достигал 50 пикселей, для ускорения вычислений применялся иерархический подход, когда соответствие сначала устанавливалось по 4-кратно загрубленному изображению, а затем уточнялось по исходному.

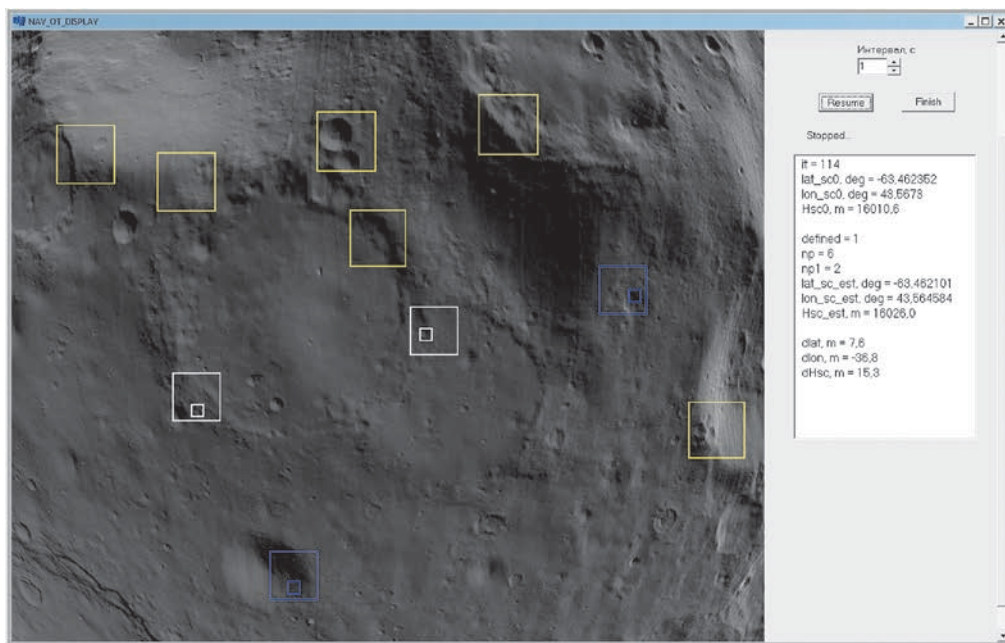
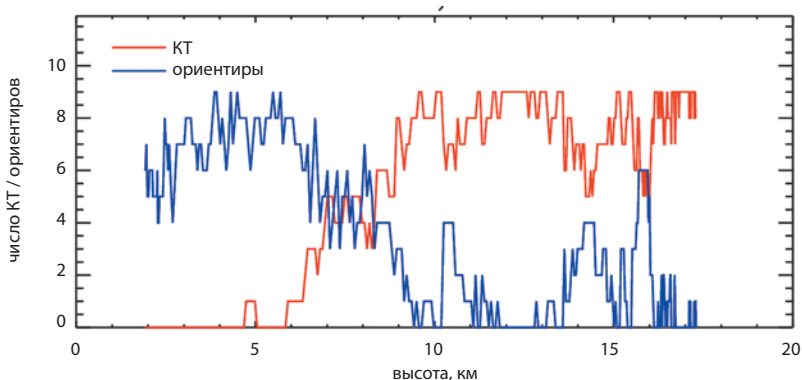


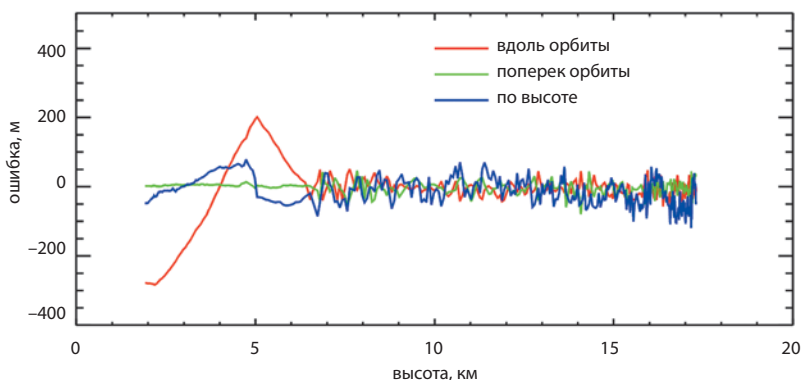
Рис. 6. Окно программы моделирования оптической навигации на этапе основного торможения; найденные контрольные точки обозначены желтыми квадратами, найденные на текущем изображении относительные ориентиров, которые были выбраны ранее – вложенными белыми квадратами в соответствии с их иерархической структурой, относительные ориентиров, выбранные на текущем изображении – вложенными синими квадратами

На рис. 7 приведено количество контрольных точек и ориентиров в зависимости от высоты и ошибки определения координат КА. Не менее двух КТ, обеспечивающих применение абсолютной навигации, детектировалось при снижении до высоты 6,5 км. Здесь среднеквадратическая ошибка измерений горизонтальных координат КА составила около 20 м, высоты – 34 м, а максимальные ошибки – 78 м и 119 м, соответственно. Необходимо отметить, что эти ошибки носят случайный характер и их сглаживание при определении траектории позволит восстановить траекторию со значительно более высокой точностью.

На участке от 6,5 до 5 км, где не находится ни одной КТ, ошибки при применении относительной навигации систематически возрастают, особенно быстро вдоль траектории снижения, где они превышают 200 м. На высоте около 5 км наблюдалась одна КТ, которая привела к коррекции хода ошибок относительной навигации – они начинают систематически уменьшаться, меняют знак и достигают величины около –300 м в конце основного торможения.



а



б

Рис. 7. Результаты моделирования оптической навигации при использовании модели LOLA256P с разрешением 118 м: а) число распознанных контрольных точек и относительных ориентиров; б) ошибки вдоль траектории, поперек траектории и по высоте

Для сравнения оценим точность оптической навигации при использовании перспективных топографических моделей с разрешением ~ 10 м, которые должны быть построены по результатам миссии «Луна-26». С этой целью КТ выбирались по синтетической модели с разрешением 11,8 м, рассмотренной выше. В этом случае абсолютная навигация будет применима на всем участке подлета до высоты 2 км, среднеквадратическая ошибка траекторных измерений горизонтальных координат составит 8–9 м, высоты – 13 м, а максимальные ошибки – 31–47 м и 86 м, соответственно (рис. 8).

Комплексирование оптических и навигационных измерений может позволить значительно повысить точность траекторных измерений, особенно при отсутствии контрольных точек в конце участка подлета.

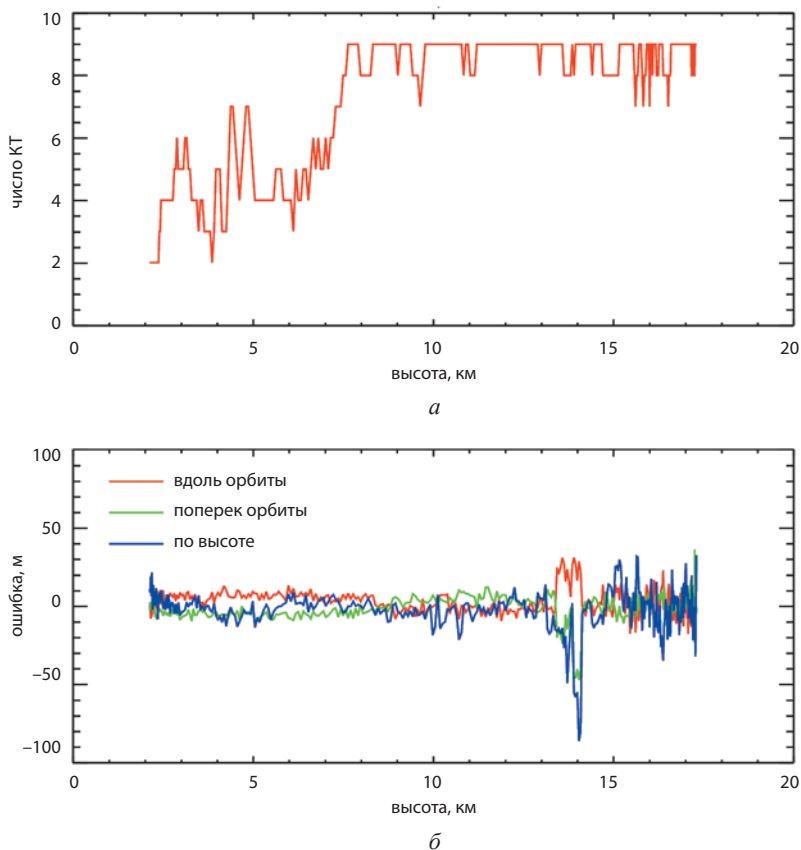


Рис. 8. Результаты моделирования оптической навигации при использовании синтетической модели с разрешением 11,8 м: *а)* число распознанных контрольных точек; *б)* ошибки вдоль траектории, поперек траектории и по высоте

Дополнительный вклад в ошибки оптических навигационных измерений могут внести ошибки измерений ориентации навигационной камеры, выполняемые с помощью БИБ. Случайной величиной этих ошибок, составляющих еди-

ницы угловых секунд, можно пренебречь по сравнению с угловым разрешением рассматриваемой навигационной камеры (5 угл. мин.). При взаимной калибровке систем координат звездных датчиков и навигационной камеры и при привязке БИБ к звездным датчикам непосредственно перед началом основного торможения можно ожидать, что систематические ошибки измерения ориентации также будут существенно меньше углового разрешения камеры на всей траектории подлета. В этом случае систематические ошибки измерения ориентации приведут к систематическому сдвигу оценки положения КА, существенно меньшему линейного разрешения камеры, улучшающегося от 30 м в начале до 3 м в конце основного торможения.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проведенное моделирование автономных оптических навигационных измерений на типичной траектории подлета к району посадки будущих лунных миссий показало, что при использовании существующих в настоящее время моделей Луны использование абсолютной навигации возможно до высот ~6,5 км. При этом среднеквадратическая ошибка измерений горизонтальных координат КА составляет около 20 м, высоты – 35 м, а максимальные ошибки – 90 м и 180 м, соответственно. При переходе на относительную навигацию на более низких высотах систематические траекторные ошибки могут возрастать до 200–300 м.

При использовании перспективных топографических моделей с разрешением ~10 м, которые должны быть построены по результатам миссии «Луна-26», абсолютная навигация будет применима на всем участке подлета до высоты 2 км, среднеквадратическая ошибка траекторных измерений горизонтальных координат уменьшится до 8–9 м, высоты – 13 м, а максимальные ошибки – до 31–47 м и 86 м, соответственно.

Ожидается, что комплексирование результатов измерений, полученных от инерциальной навигационной системы и от системы автономной оптической навигации, позволит значительно увеличить точность и надежность навигационных измерений на траектории подлета.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] *Аванесов Г.А., Гордеев Р.В., Гришин В.А., Жуков Б.С., Жуков С.Б., Коломеец Е.В., Краснопевцева Е.Б., Куделин М.И., Крутин А.А., Муравьев В.М., Фориш А.А.* Телевизионная система навигации и наблюдения. // *Астрон. Вестник.* 2010. Т. 4. № 5. С. 473-479.
- [2] *Визильтер Ю.В., Желтов С.Ю., Бондаренко А.В., Осоков М.В., Моржин А.В.* Обработка и анализ изображений в задачах машинного зрения. М.: Физматгиз, 2010. 672 с.
- [3] *Гришин В.А.* Алгоритмы измерения высоты и компонент скорости по телевизионным изображениям при посадке на Фобос // Серия «Механика, управление и информатика». Современные проблемы определения ориентации и навигации космических аппаратов. Сборник трудов Всероссийской научно-технической конференции, Россия, Таруса, 22-25 сентября 2008 г. М.: ИКИ РАН, 2009. С. 279-293.

- [4] *Б.С. Жуков, В.А. Гришин, С.Б. Жуков, Т.В. Кондратьева, А.Г. Тучин, В.С. Ярошевский.* Моделирование автономной оптической навигации при вертикальном спуске на поверхность Луны // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2018. В настоящем выпуске.
- [5] *Жуков Б.С., Полянский И.В., Жуков С.Б.* Автономная оптическая навигация на окололунных орбитах и при посадке на Луну с помощью сверхширокоугольной камеры // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2017. Т. 14. № 2. С. 24-35.
- [6] *Hapke B.W.* Theory of reflectance and emittance spectroscopy. New York, Cambridge Univ. Press. 1993. 455 p.
- [7] *Polyansky I., Zhukov B., Zubarev A., Nadejdina I., Brusnikin E., Oberst J. and Duxbury T.* Stereo Topographic Mapping Concept for the Upcoming Luna-Resurs-1 Orbiter Mission // Planetary and Space Science. 2017. <https://doi.org/10.1016/j.pss.2017.09.013>.
- [8] *Viola P.A., Jones M.J.* Rapid object detection using a boosted cascade of simple features // Proc. Conf. on Computer Vision and Pattern Recognition, Kauai, Hawaii, 8-14 Dec. 2001. Vol. 1. P. 511-518.

SIMULATION OF OPTICAL NAVIGATION MEASUREMENTS AT THE APPROACH TRAJECTORY TO THE LUNAR LANDING AREAS

B.S. Zhukov¹, V.A. Grishin¹, S.B. Zhukov¹, T.V. Kondrat'eva¹, A.G. Tuchin², V.S. Yaroshevsky²

¹ Space Research Institute of the Russian Academy of Sciences (IKI)

² Keldysh Institute of Applied Mathematics of the Russian Academy of Sciences (IPM RAS)

Autonomous optical navigation at the approach trajectory to the landing areas in the future lunar missions can significantly reduce spacecraft trajectory measurement errors and thus improve the approach accuracy. Computer simulations were performed of optical navigation measurements at a typical approach trajectory where in the process of main braking the spacecraft altitude decreases along the trajectory from 18 to 2 km. For this purpose, navigation camera images of the Moon were simulated with the interval of 1 s and the resolution improving from 30 to 3 m along the trajectory. Spacecraft position was estimated at the image acquisition time using control points with known selenographic coordinates (absolute navigation) and in case of insufficient number of control points – using tie points that were well recognized in consecutive images (relative navigation). When the available global topographic model of the Moon LOLA-256P with the resolution of 118 m was used to define reference points, the absolute optical navigation was found to be feasible only at altitudes higher than ~6,5 km. At this part of the trajectory, the root-mean-squared (RMS) error of spacecraft horizontal coordinates and altitude estimation was ~20 m and ~35 m respectively. Relative navigation at lower altitudes resulted in a systematic increase of the trajectory errors to 200–300 m. A task of the future Luna-26 mission is topographic mapping of approach trajectory areas to the potential lunar landing sites with a resolution of ~10 m to provide high-resolution reference point definition. Simulations show that in this case the absolute optical navigation will be feasible at the total approach trajectory, with the RMS-errors of 8–9 m for spacecraft horizontal coordinates and of ~13 m for its altitude. It is expected that synergetic processing of inertial and optical navigation measurements will further increase trajectory measurement accuracy and stability.

Keywords: autonomous optical navigation, absolute navigation, relative navigation, landing on the Moon

REFERENCES

- [1] *Avanesov G.A., Gordeev R.V., Grishin V.A., Zhukov B.S., Zhukov S.B., Kolomeets E.V., Krasnopevtseva E.B., Kudelin M.I., Krupin, A.A., Murav'ev V.M., Forsh A.A.* Televizionnaya sistema navigatsii i nablyudeniya (TV system for navigation and observation), *Astron. Vestnik*. 2010. Vol. 4. No. 5. P. 473-479.
- [2] *Vizilter Yu.V., Zheltov S.Yu., Bondarenko A.V., Osokov M.V., Morzhin A.V.* Obrabotka i analiz izobrazheniy v zadachakh mashinnogo zreniya (Processing and analysis of images in computer vision tasks). M.: Fizmatgiz, 2010. 672 p.
- [3] *Grishin V.A.* Algoritmy izmereniya vysoty i component skorosti po televisionnym izobrazheniyam pri posadke na Fobos (Algorithms for measuring the height and velocity components of television images when landing on Phobos), *Seriya "Mekhanika, upravleniye i Informatika"*. Sovremennye problemy opredeleniya orientatsii i navigatsii kosmicheskikh apparatov. Proceedings of the all-Russian scientific and technical conference. Russia, Tarusa, 22-25 September 2008, Moscow: IKI RAS, 2009. P. 279-293.
- [4] *Zhukov B.S., Grishin V.A., Zhukov S.B., Kondrat'eva T.V., Tuchin A.G., Yaroshevskiy V.S.* Modelirovanie avtonomnoy opticheskoy navigatsii pri vertikal'nom spuske na poverkhnost' Luny (Simulation of optical navigation measurements during vertical descent on the lunar surface), *Sovremennye problemy distantsionnogo zondirovaniya Zemli iz kosmosa*. 2018. In this issue.
- [5] *Zhukov B.S., Polyansky I.V., Zhukov S.B.* Modelirovanie avtonomnoy opticheskoy navigatsii pri vertikal'nom spuske na poverkhnost' Luny (Autonomous optical navigation in circumlunar orbits and during landing on the Moon using a super-wide-angle camera), *Sovremennye problemy distantsionnogo zondirovaniya Zemli iz kosmosa*. 2017. Vol. 14. No. 2. Pp. 24-35.
- [6] *Hapke B.W.* Theory of reflectance and emittance spectroscopy. New York, Cambridge Univ. Press. 1993. 455 p.
- [7] *Polyansky I., Zhukov B., Zubarev A., Nadejdina I., Brusnikin E., Oberst J., Duxbury T.* Stereo Topographic Mapping Concept for the Upcoming Luna-Resurs-1 Orbiter Mission // *Planetary and Space Science*. 2017. <https://doi.org/10.1016/j.pss.2017.09.013>.
- [8] *Viola P.A., Jones M.J.* Rapid object detection using a boosted cascade of simple features // *Proc. Conf. on Computer Vision and Pattern Recognition, Kauai, Hawaii, 8-14 Dec. 2001*. Vol. 1. P. 511-518.

Zhukov Boris Sergeevich – senior scientist, PhD, bzhukov@iki.rssi.ru

Grishin Vladimir Alexandrovich – senior scientist, PhD, associate professor, vgrishin@iki.rssi.ru

Zhukov Stanislav Borisovich – engineer, sbzhukov@mail.ru

Kondratieva Tatiana Viktorovna – senior scientist, PhD, tkondratieva@iki.rssi.ru

Tuchin Andrey Georgievich – chief researcher, PhD, tag@kiam1.rssi.ru

Yaroshevskiy Viktor Stepanovich – leading researcher, PhD, yaroshvs@mail.ru

МОДЕЛИРОВАНИЕ ОПТИЧЕСКИХ НАВИГАЦИОННЫХ ИЗМЕРЕНИЙ ПРИ ВЕРТИКАЛЬНОМ СПУСКЕ НА ПОВЕРХНОСТЬ ЛУНЫ

Б.С. Жуков¹, В.А. Гришин¹, С.Б. Жуков¹, Т.В. Кондратьева¹, А.Г. Тучин², В.С. Ярошевский²

¹ Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН)

² Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН (ИПМ им. М.В. Келдыша РАН)

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

Ключевые слова: автономная оптическая навигация, посадка на Луну, измерение горизонтальной скорости, карта риска, выбор безопасного места посадки

ВВЕДЕНИЕ

Важным направлением космических исследований является изучение тел Солнечной системы с использованием автоматических посадочных аппаратов. В ближайшие годы планируются миссии «Луна-25» и «Луна-27», предусматривающие посадку космического аппарата (КА) в приполярные районы Луны. До сих пор все автоматические КА садились «вслепую», не оценивая в реальном времени безопасность места посадки. Хотя с целью минимизации риска для посадки выбираются наиболее ровные районы, все же они всегда содержат представляющие опасность для КА валуны, кратеры и другие неровности рельефа. Поэтому после выхода КА в район посадки стоит задача выбора безопасного

Жуков Борис Сергеевич – старший научный сотрудник, к.ф.-м.н., bzhukov@iki.rssi.ru

Гришин Владимир Александрович – старший научный сотрудник, к.т.н., доцент, vgrishin@iki.rssi.ru

Жуков Станислав Борисович – инженер, sbzhukov@iki.rssi.ru

Кондратьева Татьяна Викторовна – старший научный сотрудник, к.ф.-м.н., tkondratieva@iki.rssi.ru

Тучин Андрей Георгиевич – главный научный сотрудник, д.ф.-м.н., [tag@kiam1.rssi.ru](mailto>tag@kiam1.rssi.ru)

Ярошевский Виктор Степанович – ведущий научный сотрудник, к.ф.-м.н., yaroshvs@mail.ru

места посадки и приведение к нему КА с контролем высоты и скорости. Вследствие малого времени посадки эти операции должны осуществляться автоматически без контроля с Земли.

Решение этих задач предполагает использование системы автономной оптической навигации в дополнение к традиционным бортовым навигационным системам. Первая попытка создания системы, способной решать указанные задачи, была сделана при разработке Телевизионной системы навигации и наблюдения (ТСНН) для миссии «Фобос-Грунт» (Аванесов и др., 2010). Дальнейшее ее развитие предполагается для лунных посадочных миссий и будущих космических проектов.

Моделирование оптических навигационных измерений на этапе подлета к району посадки рассматривается в работе (Жуков и др., 2018). Задачей данной работы является моделирование оптических измерений на заключительном этапе посадки – на этапе вертикального спуска и прецизионного торможения, когда после выхода в район посадки КА разворачивается по местной вертикали и осуществляет постепенное снижение с высоты ~2 км с гашением скорости до касания с поверхностью.

Программные средства моделирования оптических навигационных измерений, разработанные в Институте космических исследований РАН, в настоящее время интегрируются в разрабатываемую в Институте прикладной математики РАН комплексную систему моделирования управления посадкой на Луну, которая на заключительном этапе посадки также включает:

- модель бесплатформенного инерциального блока (БИБ), в состав которого входят датчики угловых скоростей и акселерометры,
- модель Допплеровского измерителя скорости и дальности (ДИСД),
- модель перспективного сканирующего лидара для картирования рельефа поверхности,
- модели управления двигателями КА.

Система автономной оптической навигации может дополнять и резервировать выбор безопасного места посадки, выполняемый сканирующим лидаром, а также измерения горизонтальной скорости, выполняемые ДИСД. Данная работа посвящена результатам компьютерного моделирования этих функций. С другой стороны, как показывают оценки, оптические измерения высоты и вертикальной скорости не обеспечивают необходимой точности в реальных условиях вертикального спуска.

ФОТОМЕТРИЧЕСКИЙ МЕТОД ПОСТРОЕНИЯ КАРТЫ РИСКА

Безопасной для посадки КА считается площадка, на которой отсутствуют неровности рельефа высотой более 30 см и наклоном более 15° на базе ~3 м (расстояние между опорами КА).

На этапе вертикального спуска в миссии «Луна-27» предусмотрена возможность выполнения двух боковых маневров для уклонения от неровностей и приведения КА к безопасной площадке. Первый маневр планируется на высоте 500 м для приведения к максимально ровной площадке размером не менее

20×20 м, удаленной от текущего положения КА не более, чем на 100 м. Второй маневр предусмотрен на высоте 150 м для приведения к максимально ровной площадке размером не менее 5×5 м, удаленной от текущего положения КА не более, чем на 10 м.

В качестве основного прибора для выбора безопасной площадки рассматривается сканирующий лидар, который позволяет восстановить трехмерную модель поверхности и выбрать по ней наиболее подходящую для посадки площадку. Однако, процесс лазерного сканирования поверхности и обработки информации относительно длительный (~10 с) и требует стабилизации ориентации КА и его скорости.

В бортовом программном обеспечении ТСНН был реализован фотометрический метод выбора наиболее безопасной площадки (Жуков и Жуков, 2011). Этот метод оценивает неровность рельефа по неоднородности яркости его изображения и наиболее чувствителен к неровностям поверхности как раз при малой высоте Солнца, которая и будет реализовываться при посадке в приполярных районах Луны. Хотя данный метод является косвенным и менее точен, чем прямой метод лазерного сканирования, его достоинствами являются простота реализации на существующих камерах, быстрота обработки информации (~0,1 с), отсутствие необходимости в стабилизации КА и вследствие этого возможность оперативного применения во внештатных ситуациях, а также возможность идентифицировать затененные участки. Поэтому фотометрический метод может рассматриваться как дополнение/резервирование метода лазерного сканирования.

Алгоритм построения карты риска фотометрическим методом, разработанный для ТСНН, требует лишь незначительной модификации для применения в лунных миссиях. Изображение размером $N_x \times N_y$ анализируется в движущемся окне, размер которого W в пикселах соответствует требуемому размеру посадочной площадки L в метрах: $W=L/(\delta H)$, где H – высота, δ – угловое разрешение камеры в радианах. Критерий риска строится на основе относительной дисперсии яркости изображения в окне $D_{отн}=D/M^2$, где D и M – дисперсия и среднее значение яркости в окне. Хотя размер окна выбран так, чтобы он соответствовал безопасному размеру площадки, для дополнительного обеспечения безопасности в критерии риска с весом 0,2 учитывается также «наихудшее» (т.е. имеющее максимальную относительную дисперсию $D_{отн,макс}$) из соседних окон для того, чтобы выбранная площадка не граничила с крупными неровностями поверхности. В результате используемый критерий риска имеет вид:

$$risk=1000(0,8D_{отн}+0,2D_{отн,макс}),$$

где коэффициент 1000 экспериментально подобран так, чтобы для реальных изображений градации значений карты риска, в основном, лежали в интервале от 0 до 255. Затененные окна получают максимальное значение критерия риска 255.

С целью обеспечить наиболее точный выбор места посадки окна анализируются с перекрытием так, чтобы отношение $k=W/s$ было целым, где s – шаг сдвига окна. Для того, чтобы перекрытие окон не приводило к существенному увеличению времени вычислений, каждое изображение разбивается на ячейки

размера s , рассчитываются их дисперсия d и среднее значение m яркости, а затем эти параметры используются для расчета дисперсии и средней яркости окон:

$$M = \sum_{(i,j) \in W} m(i,j) / k^2,$$

$$D = \sum_{(i,j) \in W} (d(i,j) + (m(i,j) - M)^2) / k^2,$$

где суммирование проводится по ячейкам (i, j) , входящим в окно. Окна, средняя яркость которых ниже заданного порога, считаются затененными.

Удобно использовать фиксированный шаг сдвига s , что обеспечивает постоянный размер карты риска $N_{map,x} \times N_{map,y}$, где $N_{map,x} = N_x / s$, $N_{map,y} = N_y / s$, а также увеличение степени перекрытия окон при снижении. При моделировании в данной работе принималось $s = 5$ пикс., что при рассмотренных ниже характеристиках навигационной камеры обеспечивает перекрытие окон $\sim 90\%$ на обеих высотах принятия решения о боковом маневре.

Основной недостаток данного метода – его нечувствительность к общему наклону поверхности в пределах окна. В частности, может быть выбрано однородное окно, попадающее на ровный склон большого кратера, имеющий недопустимый наклон. Однако, для того, чтобы на склоне кратера имелась ровная площадка размером 20 м, диаметр кратера должен быть не менее ~ 100 м. Отсутствие кратеров такого размера в районе посадки обеспечивается его предварительным выбором.

После первого бокового маневра КА на высотах менее 500 м иерархический подход не применяется, поскольку поиск места посадки размером $L=5$ м должен проводиться в пределах ± 10 м от подспутниковой точки, находящейся вблизи центра ранее выбранной площадки размером $L=20$ м.

Используя карту риска, можно сравнить значение критерия риска в расчетном месте посадки и в оптимальном месте посадки и принять решение о необходимости бокового маневра КА.

МЕТОД ИЗМЕРЕНИЯ ГОРИЗОНТАЛЬНОЙ СКОРОСТИ

Оценка горизонтальной скорости может проводиться по смещению относительных (т.е. картографически не привязанных) ориентиров на двух последовательных изображениях при использовании независимых измерений высоты, выполняемых ДИСД. При этом дополнительно используются измерения ориентации КА, выполняемые БИБ, на основании которых вычисляется матрица перехода T_{BCK}^{LCK} из внутренней системы координат (BCK) навигационной камеры в локальную систему координат (ЛСК) района посадки на момент получения каждого изображения.

Проекция радиус-вектора КА на горизонтальную плоскость в ЛСК $\mathbf{q}_{SC} = (x_{SC}, y_{SC})$ связана с проекцией радиус-вектора i -го ориентира $\mathbf{q}_i = (x_i, y_i)$ соотношением (рис. 1):

$$\mathbf{q}_i = \mathbf{q}_{SC} - \mathbf{c}_i H,$$

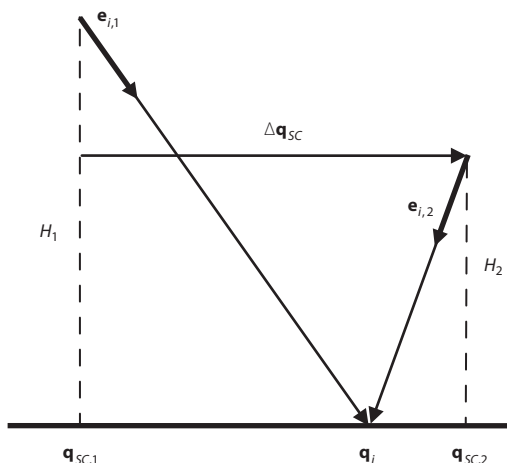


Рис. 1. Геометрия измерения горизонтальной скорости КА на этапе вертикального спуска

где H – высота КА, $\mathbf{c}_i = (e_{i,x}/e_{i,z}, e_{i,y}/e_{i,z})$, $\mathbf{e}_i = (e_{i,x}, e_{i,y}, e_{i,z})$ – вектор в направлении наблюдения ориентира с КА в ЛСК, знак « \leftarrow » связан с тем, что $e_{i,z} < 0$.

Тогда по наблюдению N ориентиров на двух последовательных изображениях, полученных в моменты времени t_1 и t_2 , можно оценить горизонтальное смещение КА:

$$\Delta \mathbf{q}_{SC} = \mathbf{q}_{SC,2} - \mathbf{q}_{SC,1} = \frac{1}{N} \sum_i (\mathbf{c}_{i,2} H_2 - \mathbf{c}_{i,1} H_1), \quad (1)$$

а по нему – среднюю горизонтальную скорость КА на интервале (t_1, t_2) :

$$\mathbf{V}_{SC} = \Delta \mathbf{q}_{SC} / (t_2 - t_1).$$

Хотя для измерения горизонтальной скорости КА достаточно и одного ориентира, при увеличении числа ориентиров точность измерений и их надежность существенно возрастают за счет фильтрации ошибок и усреднения измерений. В том числе, уменьшаются ошибки из-за неровности поверхности, приводящие к отличию измеряемой высоты КА H от расстояния до ориентиров по вертикали. Дополнительно в ошибку измерения горизонтальной скорости вносит ошибка измерения высоты ДИСД, составляющая 1,5%.

В алгоритме оценки горизонтального смещения и горизонтальной скорости КА используется проекционная функция камеры $\mathbf{e}^{BCK} = F_{cam}(u, v)$, связывающая единичный вектор наблюдения в ВСК \mathbf{e}^{BCK} с координатами точки изображения в пикселах (u, v) . Проекционная функция камеры определяется по результатам ее геометрической калибровки. Обратная проекционная функция обозначается как $(u, v) = F_{cam}^{-1}(\mathbf{e}^{BCK})$.

Алгоритм включает следующие операции (для первого изображения осуществляется переход к п. 7).

1. Определение области поиска ориентиров, выбранных на предыдущем изображении. Для определения центра области поиска i -го ориентира используется баллистический прогноз горизонтальной скорости КА \mathbf{V}'_{SC} или, как вариант,

V'_{SC} считается равной горизонтальной скорости КА, определенной на предыдущем цикле. Используя измерения высоты на момент получения предыдущего и текущего изображений H_1 и H_2 , получаем прогноз вектора $\mathbf{c}'_{i,2} = \mathbf{c}_{i,1} H_1 - \mathbf{V}'_{SC} (t_2 - t_1) / H_2$, по которому определяется единичный вектор направления на ориентир в ЛСК $\mathbf{e}'_{i,2}$. Отсюда находится центр области поиска ориентира на изображении $(u'_{i,2}, v'_{i,2}) = F_{cam}^{-1}(T_{ЛСК}^{BCK} \mathbf{e}'_{i,2})$. Размер области поиска принимается равным 5-кратной ошибке прогноза.

2. Трансформация изображения ориентира. Относительными разворотами последовательных изображений ориентиров из-за колебаний ориентации КА при вертикальном спуске можно пренебречь, однако необходимо учитывать различие их масштаба, скорость изменения которого может достигать $\sim 20\%/с$ (см. рис. 2 ниже). Для этого преобразование эталонного изображения ориентира осуществляется путем билинейной интерполяции с коэффициентом изменения масштаба H_1/H_2 .

3. Поиск соответствия ориентиров. Для поиска соответствия ориентиров на текущем изображении проводится последовательная проверка окон, имеющих размер области определения ориентира, при сдвиге на один пиксел вдоль строк и столбцов изображения. При этом могут использоваться различные дескрипторы и критерии распознавания (*Визильтер и др.*, 2010). В данной работе ориентиры распознаются корреляционным методом. Для сравнения, в программно-алгоритмическом обеспечении (ПАО) ТСНН в качестве дескрипторов использовали коэффициенты Адамара разложения изображения ориентира (*Гришин*, 2009). Окончательный выбор дескрипторов и критерия распознавания должен оптимизироваться с учетом вычислительных ограничений конкретного бортового процессора. На начальном этапе размер области поиска может быть большим, что при прямом поиске соответствия потребует больших вычислительных затрат. В этом случае целесообразно использовать иерархический поиск, когда соответствие сначала устанавливается по загрубленному изображению области поиска с использованием загрубленного изображения ориентира, а потом уточняется по изображению более высокого разрешения. Количество шагов иерархического поиска выбирается адаптивно так, чтобы на первом шаге размер области поиска не превышал, например, 16×16 пикс. Схема иерархического поиска и его эффективность подробно обсуждаются в работе (*Жуков и др.*, 2018). Для дополнительного ускорения вычислений используется метод интегральных изображений (*Viola and Jones*, 2001), позволяющий избежать повторного суммирования одних и тех же членов при смещении окна.

4. Фильтрация ненадежно установленных соответствий. Следующие тесты могут использоваться для отбраковки ненадежно установленных соответствий:

- низкие значения коэффициента корреляции, например, меньше 0,8,
- (при иерархическом поиске) найденные координаты ориентира в области поиска на изображениях более низкого и более высокого разрешения отличаются больше, чем на размер пиксела изображения более низкого разрешения, что может указывать на отличие структуры ориентира на эталонном изображении и найденного окна в области поиска.

5. Расчет вектора направления на ориентир. Окно с максимальным коэффициентом корреляции на исходном изображении идентифицируется как образ искомого ориентира и по координатам его центра $(u_{i,2}, v_{i,2})$ рассчитывается вектор направления на ориентир в ЛСК $\mathbf{e}_{i,2} = T_{BCK}^{LCK} F_{cam}(u_{i,2}, v_{i,2})$.

6. Расчет смещения и скорости КА. Вектор горизонтального смещения КА $\Delta \mathbf{q}_{SC}$ находится по соотношению (2), а по разбросу его оценок по отдельным ориентирам – вектор среднеквадратического отклонения его компонент $\boldsymbol{\sigma} = (\sigma_x, \sigma_y)$. Оценки компонент $\boldsymbol{\sigma}$ являются независимыми. Далее отбрасываются измерения по ориентирам, для которых отклонение хотя бы одной компоненты оценки вектора смещения от среднего превышает в 3 раза соответствующую компоненту вектора $\boldsymbol{\sigma}$, и расчет $\Delta \mathbf{q}_{SC}$ и $\boldsymbol{\sigma}$ повторяется. Соответствующие величины для горизонтальной скорости получаются делением на интервал времени между изображениями.

7. Выбор новых ориентиров. На каждом новом изображении ориентиры выбираются заново – по одному в четырех квадратах 256×256 пикс. в центральной части изображения, где, с одной стороны, перспективные искажения изображения минимальны, а с другой стороны, имеется возможность отслеживания смещения выбранных ориентиров по всем направлениям. В настоящее время используются различные критерии селекции ориентиров, отличающиеся «качеством» ориентиров и вычислительной сложностью (*Визильтер и др.*, 2010). Для того, чтобы обеспечить максимальную чувствительность изображения ориентира к смещениям, в качестве критерия выбора ориентира в данной работе использовалась максимизация минимума среднеквадратической производной яркости по направлению среди всех возможных направлений, который находится как минимальное собственное значение матрицы

$$\mathbf{A} = \begin{pmatrix} \langle I_x^2 \rangle & \langle I_x I_y \rangle \\ \langle I_x I_y \rangle & \langle I_y^2 \rangle \end{pmatrix},$$

равное

$$a_{\min} = 0,5 \left(\langle I_x^2 \rangle + \langle I_y^2 \rangle \right) - \sqrt{0,25 \left(\langle I_x^2 \rangle - \langle I_y^2 \rangle \right)^2 + \langle I_x I_y \rangle^2},$$

где I_x и I_y – производные яркости по направлениям строк и столбцов изображения, усреднение проводится по области определения ориентира. Аппроксимацией этого критерия является широко используемый критерий Харриса. Окончательный выбор критерия селекции ориентиров должен оптимизироваться с учетом структуры изображений лунной поверхности и вычислительных возможностей бортового процессора. При большой области поиска строится иерархическая пирамида вложенных эталонных изображений ориентира, отличающихся по разрешению в 4 раза. Для исключения повторных суммирований в перекрывающихся окнах используется метод интегральных изображений. Для центра ориентира на исходном изображении $(u_{i,1}, v_{i,1})$ вычисляется вектор направления наблюдения в ЛСК: $\mathbf{e}_{i,1} = T_{BCK}^{LCK} F_{cam}(u_{i,1}, v_{i,1})$, который будет использоваться для оценки горизонтальной скорости КА на следующем изображении.

РЕЗУЛЬТАТЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ

Разработанный комплекс программ моделирования оптических навигационных измерений на этапе вертикального спуска позволяет:

- моделировать последовательность изображений лунной поверхности на заданной траектории вертикального спуска с использованием топографической модели района посадки, проекционной функции камеры и угловых координат Солнца;
- строить карту риска, определять по ней значение риска в прогнозируемом месте посадки, сравнивать с критерием риска в оптимальном месте посадки и указывать направление на него (функция, моделирующая работу бортового процессора);
- выполнять измерения горизонтальной скорости по последовательности изображений (функция, моделирующая работу бортового процессора);
- тестировать и оптимизировать алгоритмы оптических навигационных измерений.

Проиллюстрируем результаты моделирования на примере этапа вертикального спуска в одном из потенциальных районов посадки будущих лунных миссий – к северу от кратера Богуславский ($69,545^\circ$ ю.ш., $43,544^\circ$ в.д.). Используемая при моделировании траектория вертикального спуска показана на рис. 2. Отсчет времени ведется от момента окончания разворота КА по местной вертикали после выхода в район посадки, который соответствует высоте $\sim 1,6$ км. На первом этапе вертикального спуска происходит свободное падение КА, и вертикальная скорость возрастает. Далее осуществляется прецизионное торможение с гашением как вертикальной, так и остаточной горизонтальной скорости. Дискретность по времени моделирования траектории спуска, получаемых на ней изображений и их обработки составляла 1 с.

Рассматривалась навигационная посадочная камера с фотоприемной матрицей CMV4000 размером 4 Мпикс., имеющая поле зрения 70° и угловое разрешение $\delta=0,000684$ рад. Линейное разрешение такой камеры при снижении будет улучшаться от ~ 1 м при $H=1,6$ км до 10 см при $H=150$ м и далее до 7 мм при $H=10$ м. Поскольку разрешения существующей топографической модели указанного места посадки КА NAC_DTM_BOGSLWSKY1, равного 2 м, недостаточно для моделирования изображений навигационной камеры при вертикальном спуске, была сконструирована искусственная синтетическая модель места посадки путем наложения на модель NAC_DTM_BOGSLWSKY1 модели NAC_DTM_APOLLO12 места посадки КА Apollo12, сжатой в 10 раз по горизонтали и вертикали, т.е. имеющей разрешение 20 см и позволяющей адекватно моделировать изображения навигационной камеры вплоть до высоты ~ 300 м. Для моделирования изображений вплоть до высоты ~ 30 м на эту модель повторно накладывалась модель NAC_DTM_APOLLO12, сжатая в 100 раз по горизонтали и вертикали, т.е. имеющая разрешение 2 см, а на более низких высотах – сжатая в 1000 раз, т.е. имеющая разрешение 2 мм. Модели NAC_DTM_BOGSLWSKY1 и NAC_DTM_APOLLO12 доступны на сайте http://wms.lroc.asu.edu/lroc/rdr_product_select.

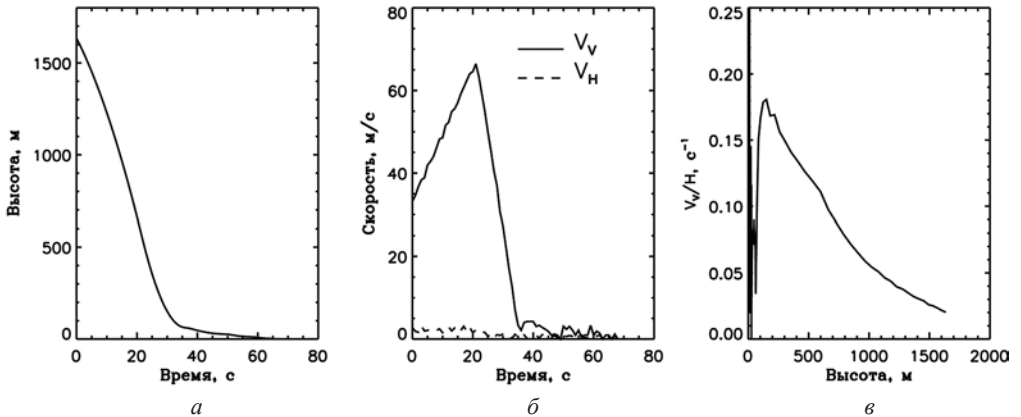


Рис. 2. Характеристики модельной траектории вертикального спуска:

- а) зависимость высоты КА от времени;
- б) зависимость вертикальной (V_V) и горизонтальной (V_H) компонент скорости КА от времени;
- в) – зависимость скорости изменения масштаба V_H/H от высоты

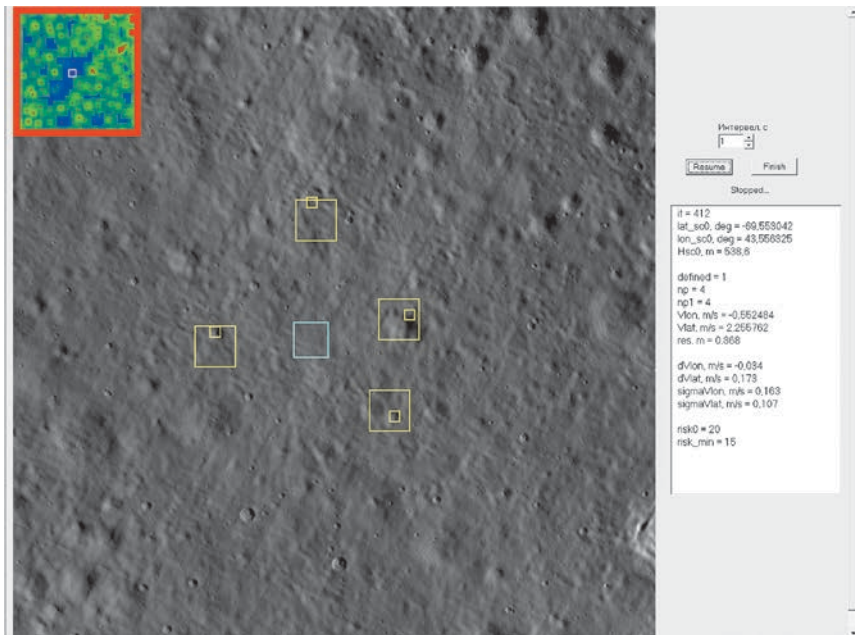
Модельные изображения строились путем нахождения точки пересечения направления наблюдения для каждого пиксела с моделью рельефа, проверки его затенения и в случае отсутствия затенения расчете его яркости по модели Хапке (Хапке, 1993). Яркость затененных участков принималась равной нулю. К изображению добавлялся случайный радиометрический шум, который в соответствии с характеристиками фотоприемной матрицы CMV4000 представлял собой сумму темнового шума со среднеквадратической величиной $13 e^-$ и фотонного шума, рассчитанного исходя из условия, что максимальный сигнал изображения соответствует 90% от глубины потенциальной ямы фотоприемника ($13500 e^-$).

Окно программы моделирования автономной оптической навигации показано на рис. 3 для случая съемки с высот 539 и 158 м, близких к высотам принятия решения о боковом маневре. Можно отметить адекватный выбор оптимального места посадки. Значение критерия риска в оптимальном месте посадки существенно ниже, чем в расчетном: 32 против 43 перед первым маневром и 9 против 22 перед вторым маневром (при максимуме 255).

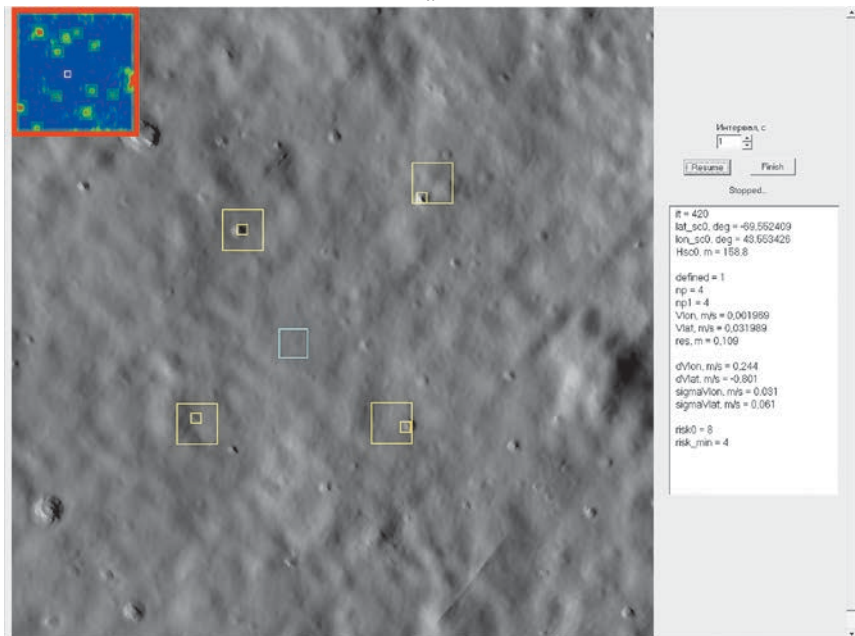
На рис. 4 показаны ошибки измерения компонент горизонтальной скорости КА, определенные путем сравнения со скоростью КА на заданной траектории. Эти ошибки включают как погрешности корреляции, так и погрешности, связанные с неровностью поверхности. При моделировании считалось, что высота КА измеряется от среднего уровня поверхности в поле зрения ДИСД $\pm 20^\circ$ по обеим осям.

Ошибки оптических измерений уменьшаются от ~ 1 м/с на высотах более 1000 м до ~ 10 см/с на высоте 100 м и до ~ 1 см/с на высоте 20 м.

Математическая модель доплеровского измерителя скорости и дальности описана в работе (Лавренов и др., 2013). Она моделирует набор измерений по лучам, как показано на рис. 5. ДИСД имеет относительную ошибку измерения скорости $\sim 1\%$, но не менее 5 см/с. Поскольку на высотах менее ~ 50 м точность оптических измерений горизонтальной скорости лучше точности ДИСД и улучшается при уменьшении высоты, оптический метод позволяет дополнять измерения ДИСД на этих высотах.



a



б

Рис. 3. Окно программы моделирования оптической навигации на этапе вертикального спуска на высотах 539 (а) и 158 м (б); оптимальное место посадки обозначено белым квадратом; цветокодированная карта риска показана в верхнем левом углу, где риск увеличивается при изменении цвета от синего в красному; ориентиры для оценки горизонтальной скорости обозначены вложенными желтыми квадратами в соответствии с их иерархической структурой

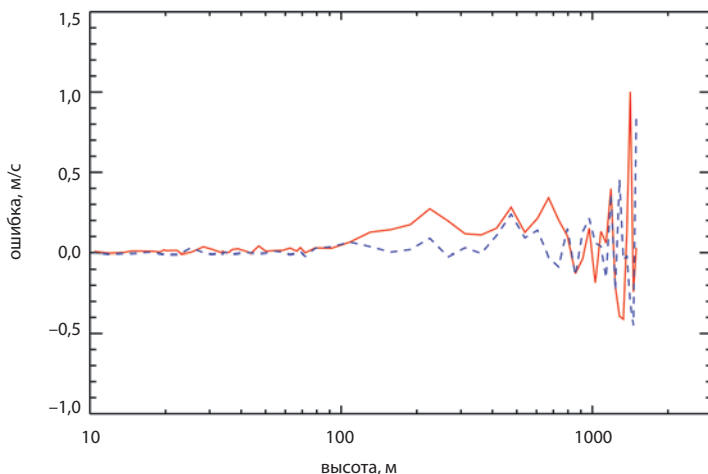


Рис. 4. Ошибки оптических измерений компонент горизонтальной скорости КА в зависимости от высоты на этапе вертикального спуска: красная линия – ошибка вдоль меридиана, синяя линия – ошибка вдоль параллели

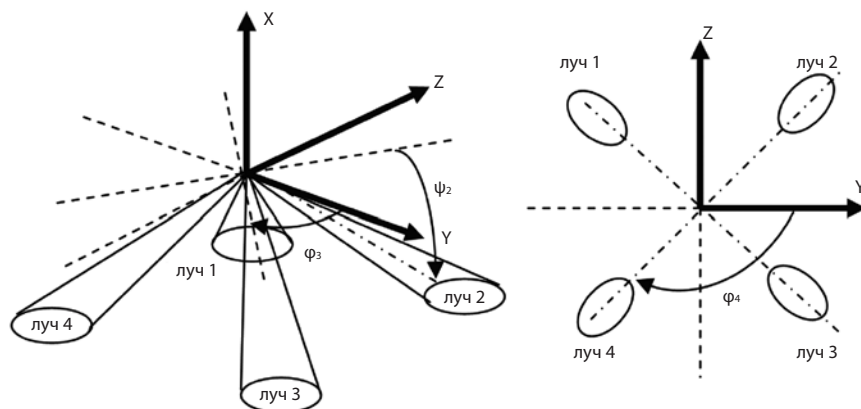


Рис. 5. Расположение измерительных лучей доплеровского измерителя скорости и дальности

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проведенное моделирование автономных оптических навигационных измерений на типичной траектории вертикального спуска на поверхность Луны показало их перспективность для решения задачи построения карты риска и выбора по ней безопасного места посадки, а также задачи измерения горизонтальной скорости КА.

Для выбора построения карты риска предлагается использовать фотометрический метод, основанный на анализе яркостной неоднородности изображения, которая связана со сложностью рельефа поверхности. Достоинствами метода

являются простота, быстрота обработки изображений, возможность идентифицировать затененные участки и отсутствие существенных требований к стабилизации ориентации и скорости КА. Фотометрический метод может резервировать и дополнять карту риска, получаемую методом лазерного сканирования.

Горизонтальная скорость космического аппарата (КА) может быть оценена по смещению ориентиров на последовательных изображениях с использованием независимых измерений высоты, выполняемых радиовысотомером. Ошибки измерения компонент горизонтальной скорости уменьшались от ~ 1 м/с на высотах более 1000 м до ~ 10 см/с на высоте 100 м и до ~ 1 см/с на высотах ниже 20 м. Данный метод может дополнять штатные доплеровские измерения горизонтальной скорости на малых высотах.

Разработанный программный комплекс моделирования оптических навигационных измерений может использоваться для тестирования и оптимизации алгоритмов оптических навигационных измерений. Он интегрируется в комплексную систему моделирования управления посадкой на Луну.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Аванесов Г.А., Гордеев Р.В., Гришин В.А., Жуков Б.С., Жуков С.Б., Колмеец Е.В., Краснопевцева Е.Б., Куделин М.И., Крупин А.А., Муравьев В.М., Фориш А.А. Телевизионная система навигации и наблюдения. // Астрон. Вестник. 2010. Т. 4. № 5. С. 473-479.
- [2] Визильтер Ю.В., Желтов С.Ю., Бондаренко А.В., Осоков М.В., Моржун А.В. Обработка и анализ изображений в задачах машинного зрения. М.: Физматгиз, 2010. 672 с.
- [3] Гришин В.А. Алгоритмы измерения высоты и компонент скорости по телевизионным изображениям при посадке на Фобос // Серия «Механика, управление и информатика». Современные проблемы определения ориентации и навигации космических аппаратов. Сборник трудов Всероссийской научно-технической конференции, Россия, Таруса, 22-25 сентября 2008 г. М.: ИКИ РАН, 2009. С. 279-293.
- [4] Жуков Б.С., Гришин В.А., Жуков С.Б., Кондратьева Т.В., Тучин А.Г., Ярошевский В.С. Моделирование автономной оптической навигации на траектории подлета к районам посадки на Луну // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2018. Настоящий выпуск.
- [5] Жуков Б.С., Жуков С.Б. Алгоритм автономного выбора места посадки КА «Фобос-Грунт» по телевизионным изображениям // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2011. Т. 8. № 2. С. 281–288.
- [6] Лавренов С.М., Михайлин Д.А., Тучин А.Г., Тучин Д.А., Ярошевский В.С. Математическая модель ДИСД в проектах мягкой посадки на Луну // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. 2013. № 68. 15 с. URL: <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2013-68>
- [7] Harke B.W. Theory of reflectance and emittance spectroscopy. New York, Cambridge Univ. Press. 1993. 455 p.
- [8] Viola P.A., Jones M.J. Rapid object detection using a boosted cascade of simple features // Proc. Conf. on Computer Vision and Pattern Recognition, Kauai, Hawaii, 8-14 Dec. 2001. Vol.1. P. 511-518.

SIMULATION OF OPTICAL NAVIGATION MEASUREMENTS DURING VERTICAL DESCENT ON THE LUNAR SURFACE

B.S. Zhukov¹, V.A. Grishin¹, S.B. Zhukov¹, T.V. Kondrat'eva¹, A.G. Tuchin², V.S. Yaroshevskiy²

¹ Space Research Institute of the Russian Academy of Sciences (IKI)

² Keldysh Institute of Applied Mathematics of the Russian Academy of Sciences (IPM RAS)

Computer simulations were performed of optical navigation measurements during the final stage of landing on the lunar surface when the spacecraft after approaching the landing area descends nearly vertically from a height of ~ 2 km. For this purpose, navigation camera images of the lunar surface were simulated with the interval of 1 s and the resolution improving from 1 m to 2 cm along a typical descent trajectory. The principal tasks of optical navigation during vertical descent can be risk map construction and using it to select a safe landing site, as well as spacecraft horizontal velocity measurements. The accuracy of height and vertical velocity optical measurements was found to be insufficient. The proposed approach to risk map generation is based on analyzing image photometric nonhomogeneity that is related to complexity of surface relief. Its advantages are simplicity, fast image processing, shadow detection and no significant requirements to spacecraft attitude and velocity stabilization. This makes it feasible to back-up a laser scanner for risk map generation. The s/c horizontal velocity was estimated by measuring landmark displacement at consecutive images using additional radio altimeter height measurements. The velocity estimation error decreased from ~ 1 m/s at heights more than 1 km to ~ 10 cm/s at 100 m and to ~ 1 cm/s below 20 m. Thus, this method can complement Doppler horizontal velocity measurements at small heights.

Keywords: autonomous optical navigation, landing on the Moon, measuring spacecraft horizontal velocity, risk map, скорости, landing site selection

REFERENCES

- [1] *Avanesov G.A., Gordeev R.V., Grishin V.A., Zhukov B.S., Zhukov S.B., Kolomeets E.V., Krasnopenitseva E.B., Kudelin M.I., Krupin, A.A., Murav'ev V.M., Forsh A.A.* Televizionnaya sistema navigatsii i nablyudeniya (TV system for navigation and observation), *Astron. Vestnik*. 2010. Vol. 4. No. 5. P. 473-479.
- [2] *Vizilter Yu.V., Zheltov S.Yu., Bondarenko A.V., Osokov M.V., Morzhin A.V.* Obrabotka i analiz izobrazheniy v zadachakh mashinnogo zreniya (Processing and analysis of images in computer vision tasks). M.: Fizmatgiz, 2010. 672 p.
- [3] *Grishin V.A.* Algoritmy izmereniya vysoty i component skorosti po televisionnym izobrazheniyam pri posadke na Fobos (Algorithms for measuring the height and velocity components of television images when landing on Phobos), *Seriya "Mekhanika, upravleniye i Informatika"*. *Sovremennye problemy opredeleniya orientatsii i navigatsii kosmicheskikh apparatov. Proceedings of the all-Russian scientific and technical conference. Russia, Tarusa, 22-25 September 2008, Moscow: IKI RAS, 2009. P. 279-293.*
- [4] *Zhukov B.S., Grishin V.A., Zhukov S.B., Kondrat'eva T.V., Tuchin A.G., Yaroshevskiy V.S.* Modelirovanie avtonomnoy opticheskoy navigatsii pri vertikal'nom spuske na poverkhnost' Luny (Simulation of optical navigation measurements during vertical descent on the lunar surface), *Sovremennye problemy distantsionnogo zondirovaniya Zemli iz kosmosa*. 2018. In this issue.
- [5] *Zhukov B.S., Zhukov S.B.* Algoritm avtonomnogo vybora mesta posadki KA «Fobos-Grunt» po televisionnym izobrazheniyam (Algorithm of autonomous selection of the "Phobos-Grunt" s/c landing site by TV images), *Sovremennye problemy distantsionnogo zondirovaniya Zemli iz kosmosa*. 2011, vol. 8, No. 2, pp. 281-288.

- [6] *Lavrenov S.M., Mikhaylin D.A., Tuchin A.G., Tuchin D.A., Yaroshevskiy V.S.* Matematicheskaya model' DISD v proektakh myagkoy posadki na Lunu (DISD mathematical model in projects of soft landing on the Moon), Preprinty IPM im. M.V. Keldysha. 2013. No 68. P 15. URL: <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2013-68>
- [7] *Hapke B.W.* Theory of reflectance and emittance spectroscopy. New York, Cambridge Univ. Press. 1993. 455 p.
- [8] *Viola P.A., Jones M.J.* Rapid object detection using a boosted cascade of simple features // Proc. Conf. on Computer Vision and Pattern Recognition, Kauai, Hawaii, 8-14 Dec. 2001. Vol. 1. P. 511-518.

Zhukov Boris Sergeevich – senior scientist, PhD, bzhukov@iki.rssi.ru

Grishin Vladimir Alexandrovich – senior scientist, PhD, associate professor, vgrishin@iki.rssi.ru

Zhukov Stanislav Borisovich – engineer, sbzhukov@mail.ru

Kondratieva Tatiana Viktorovna – senior scientist, PhD, tkondratieva@iki.rssi.ru

Tuchin Andrey Georgievich – chief researcher, PhD, [tag@kiam1.rssi.ru](mailto>tag@kiam1.rssi.ru)

Yaroshevskiy Viktor Stepanovich – leading researcher, PhD, yaroshvs@mail.ru

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПОКРЫТИЯ ПОВЕРХНОСТИ ЛУНЫ ТОПОГРАФИЧЕСКОЙ СЪЕМКОЙ В РАМКАХ МИССИИ ЛУНА-РЕСУРС-1 (ОА)

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

¹ Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН)

² Московский государственный университет геодезии и картографии (МИИГАиК)

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

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

Ключевые слова: Луна, 3D, топографическая съемка, высотная модель, Луна-Ресурс, параметры орбиты, ЛСТК

ВВЕДЕНИЕ

За длительное время исследования Луны уже создано значительное количество ее топографических представлений, начиная с первой глобальной модели, построенной на основе данных высотных измерений, полученных лидаром с космического аппарата Clementine, которая имела вертикальную точность около 100 м и пространственное разрешение 2,5 град (*Zuber et al.*, 1994; *Smith et al.*, 1997). Альтиметр SELENE Laser (космический аппарат Kaguya) обеспечил первую полную глобальную топографическую карту Луны (включая полярные области) с горизонтальным разрешением до 10 км на экваторе (*Araki et al.*, 2009). Спутниковая камера Terrain Camera (TC) с того же аппарата успешно отсняла более 99% поверхности Луны в стереорежиме с пространственным разрешением 10 м/пиксель.

Зубарев Анатолий Эдуардович – старший научный сотрудник, *a_zubarev@miigaik.ru*

Надеждина Ирина Евгеньевна – старший преподаватель, *lorenca@mail.ru*

Полянский Иван Валерьевич – главный конструктор проекта, *ivpolyan@cosmos.ru*

Жуков Борис Сергеевич – старший научный сотрудник, к.ф.-м.н., *bzhukov@iki.rssi.ru*

Наиболее точной и детальной в настоящее время является модель, построенная по профилям поверхности, измеренным лазерным альтиметром LOLA (Lunar Orbiting Laser Altimeter) с борта Лунного разведывательного орбитального аппарата (LRO), однако ее покрытие зависит от широты места и в экваториальной области имеет шаг более 1 км. На основе данных широкоугольной камеры WAC с борта LRO построена модель GLD100 (*Scholten et al.*, 2012), охватывающая $\pm 79^\circ$ с вертикальной точностью 20 м и горизонтальным разрешением ~ 100 м. Путем слияния данных LOLA и TC для широт $\pm 60^\circ$ была создана модель поверхности Луны SLDEM2015 с пространственным разрешением около 60 м на экваторе и типичной вертикальной точностью 3–4 м (*Barker et al.*, 2016). Таким образом, на сегодняшний день не существует топографическая модель поверхности Луны, покрывающая всю территорию спутника с достаточно высоким пространственным разрешением по высоте.

Одной из основных целей российской лунной программы является исследование приполярных областей Луны с помощью автоматических космических аппаратов (КА), посадка которых в этих районах Луны связана с серьезными опасностями, обусловленными сочетанием гористого рельефа и плохой освещенности. Использование баллистических методов планирования полета и посадки КА с применением средств радиоконтроля орбиты не дает гарантии точного выхода на площадки, определенные для прилунения. Радикальное повышение точности может быть обеспечено за счет применения средств автономной оптической навигации, которые способны уменьшить эллипс неопределенности до значений менее 100 метров. Для обеспечения требуемой точности определений оптических средств навигации необходима эталонная опора в виде топографической модели поверхности Луны с 100% покрытием между широтами 30° и 80° в обоих полушариях с разрешением лучше 10 м. Подобная 3D модель должна быть создана на основе дистанционной стереоскопической съемки, проводимой в рамках миссии «Луна-Ресурс-1» (ОА) с помощью специализированной цифровой камеры ЛСТК.

В рамках исследовательской миссии орбитального космического аппарата «Луна-Ресурс-1» (ОА) на этапе эскизного проектирования были запланированы две рабочие окололунные орбиты – низкая круговая со средней высотой порядка 50 км и высокая эллиптическая с высотой 500 км. Время нахождения аппарата на низкой орбите и ее параметры определяются запасом рабочего тела на борту, необходимого для проведения коррекций скорости движения КА. Высокая орбита является стабильной и не требует проведения коррекций.

Для оценки возможного покрытия поверхности Луны съемкой с помощью камеры ЛСТК необходимо, основываясь на существующих орбитальных расчетах и параметрах съемочной системы, смоделировать, какие участки поверхности будут сняты, провести анализ на соответствие требованиям по перекрытию, стереозасечке и суммарному покрытию с учетом существующих ограничений по времени наблюдения и фототехнической обстановки. На основе такого анализа необходимо скорректировать параметры низкой орбиты таким образом, чтобы обеспечить с одной стороны максимальное соответствие требованиям эксперимента, а с другой – возможность и эффективность поддержания орбиты. Задача эта нетривиальная и потребовала проведения большого количества расчетов.

КАМЕРА

Лунная стереотопографическая камера представляет собой цифровую съемочную систему, построенную на базе двух кадровых оптико-электронных головок, оснащенных фотограмметрическими объективами и отдельного вычислительного модуля (рис. 1).

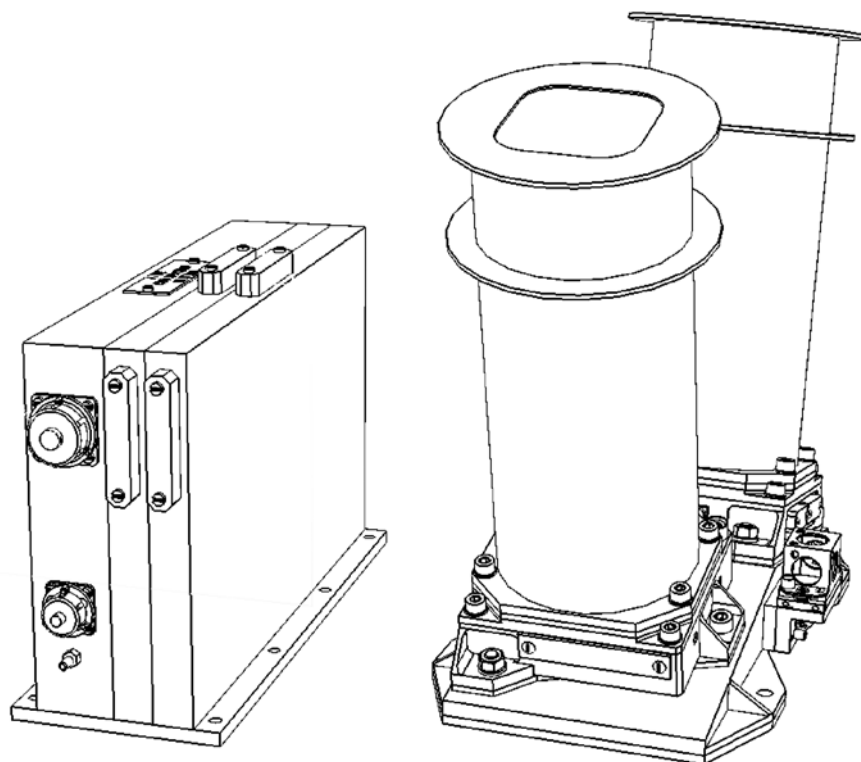


Рис. 1. Внешний вид камеры ЛСТК

Камера предназначена для проведения стереоскопической дистанционной съемки освещенной части подстилающей поверхности Луны с борта космического аппарата, находящегося на круговой или околокруговой орбите с целью формирования, хранения и передачи во внешние устройства цифровых изображений, которые должны служить основой для построения топографических карт и трехмерных моделей.

Принцип действия ЛСТК основывается на последовательной съемке участков поверхности Луны посредством двух оптических головок, ориентированных вперед и назад относительно направления полета КА, обеспечивающих получение пары изображений методом наклонно-конвергентной стереосъемки (Polyansky et al., 2017). Стереозэффект должен быть получен за счет съемки одних и тех же объектов под двумя углами при наблюдении в направлениях «вперед» и «назад», относительно местной вертикали КА (рис. 2).

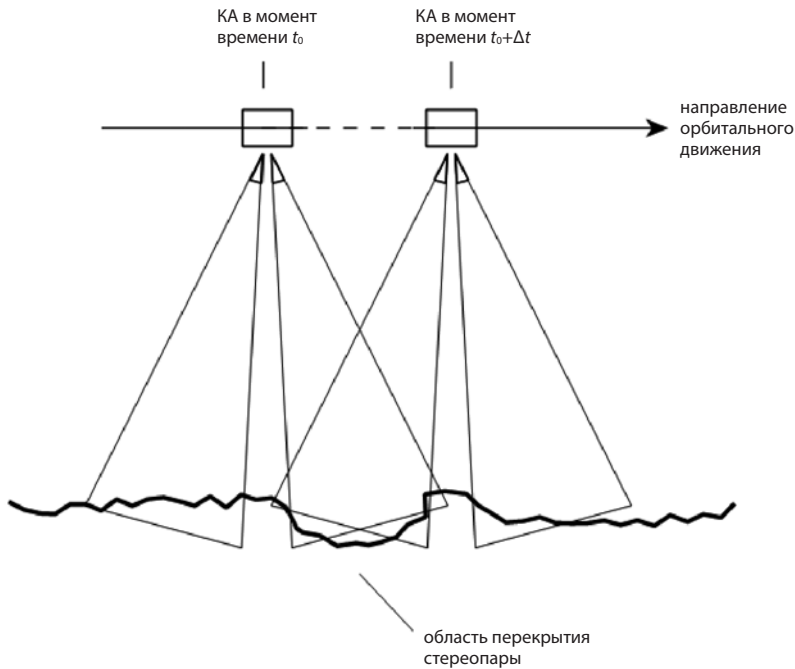


Рис. 2. Схема получения последовательной стереопары изображений

ТРЕБОВАНИЯ К ОРБИТЕ, ОРИЕНТАЦИИ И СТАБИЛИЗАЦИИ ОРБИТАЛЬНОГО КА

Поскольку для формирования стереопары изображений лунной поверхности в ЛСТК применяется наложение кадров, полученных последовательно вперед и назад-смотрящими объективами, космический аппарат должен двигаться поступательно, сохраняя ориентацию относительно поверхности, т.е. вектор линейного движения КА должен лежать в плоскости орбиты, а вертикальная ось его связанной системы координат – направлена к центру селеноцентрической системы координат.

Требования к стабилизации положения КА относительно местной вертикали в орбитальной системе координат определяются задачей обеспечения качества изображений и стереопар, существенное влияние на которые оказывают смазы, возникающие вследствие углового вращения оптической оси и механических вибраций посадочного места камеры.

Требования к типу орбиты определяются необходимостью обеспечения полного покрытия зоны интереса на поверхности Луны – в первую очередь, в интервале широт $30-85^\circ$ с.ш. и $30-85^\circ$ ю.ш. и остальной части поверхности во вторую, с учетом ее освещенности.

Для обеспечения планирования съемки необходимо определить базовые параметры орбиты, для которых будет производиться расчет планового покрытия и определяться количество информации, которую следует передавать на Землю.

ТРЕБОВАНИЯ К СЪЕМКЕ

При анализе стереопокрытия поверхности Луны необходимо учесть множество факторов. Помимо получения собственно покрытия, т.е. установления участка поверхности Луны, на котором по результатам обработки стереоснимков можно получить трехмерную цифровую модель, необходимо учесть связанность блока снимков между собой, т.е. учесть перекрываемость отдельных моделей между собой. Поскольку точность элементов внешнего ориентирования (ЭВО, т.е. углов положения камеры и центра фотографирования в момент съемки) много меньше точности измерений, выполняемых по этой модели, например, точность ЭВО планируется обеспечивать не хуже 10 км, при этом точность измерений по стереомодели при данных условиях съемки будет не хуже 5 м, то необходимо обеспечить достаточную точность объединения моделей между собой в единую поверхность без «швов» и «ступеней». С этой целью необходимо уделить особое внимание перекрытию стереопар между собой. Решением задачи может быть обеспечение перекрытия между моделями порядка 30%, что достаточно для получения точной связи между ними. Ввиду того, что угол поля зрения камеры мал, высота орбиты низкая, поверхность Луны сферическая, получение в заявленном масштабе (размер пикселя на местности порядка 3–5 метров) сразу всей поверхности Луны за один пролет невозможно. Следовательно, необходимо вести обработку многих пролетов, причем полученных в разных условиях освещенности, из разных орбит и прочее. Очевидно, что, объединяя стереомодели в группы вдоль одного пролета, мы получаем трехмерную модель одного пролета (маршрута). Для обеспечения точности получения единой трехмерной модели Луны необходимо объединять и отдельные маршруты, для чего необходимо обеспечить 20% перекрытие между ними хотя бы в приполярной области >60 параллели. Т.к. на Луне имеется ряд опорных точек (луноходы-1,2 и модули Аполлонов), то данные объекты позволят повысить точность привязки цифровой модели поверхности Луны к уже существующим данным, повысить точность самих моделей за счет геометрического контроля и уравнивания, уточнить орбитальные данные.

Далее приведем критерии связанности блока снимков.

- 1) Съемка должна быть построена таким образом, чтобы обеспечивать перекрываемость смежных моделей порядка 30%.
- 2) Съемка должна быть построена таким образом, чтобы обеспечивать перекрываемость смежных маршрутов порядка 20% в приполярных областях.
- 3) Обеспечивать пролеты над опорными полигонами, где расположены Аполлоны и Луноходы.
- 4) Обеспечивать связанность маршрутов с севера на юг и не допускать формирования «висячих» маршрутов, т.е. не связанных с другими моделями.

Помимо решения технической задачи связанности блока снимков и получения единой цифровой модели поверхности Луны необходимо решать научные задачи, т.е. изучение геологических процессов, съемку участков для будущих мест посадки с целью обеспечения безопасной посадки, уточнение существующих цифровых моделей поверхности и прочие.

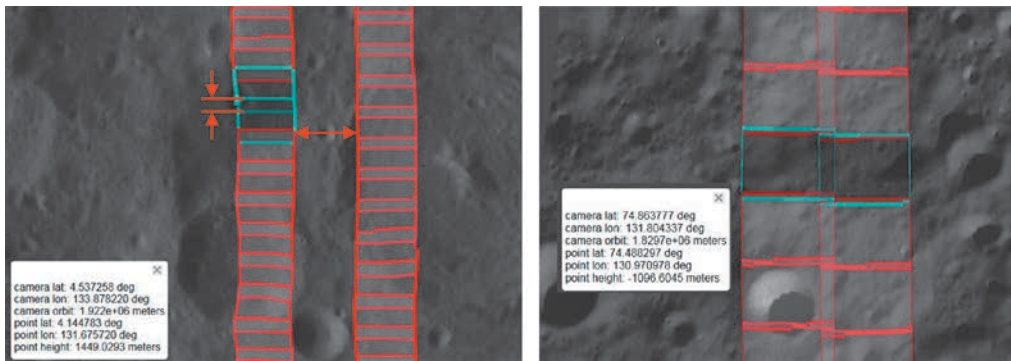


Рис. 3. Пример перекрытия моделей на различных широтах

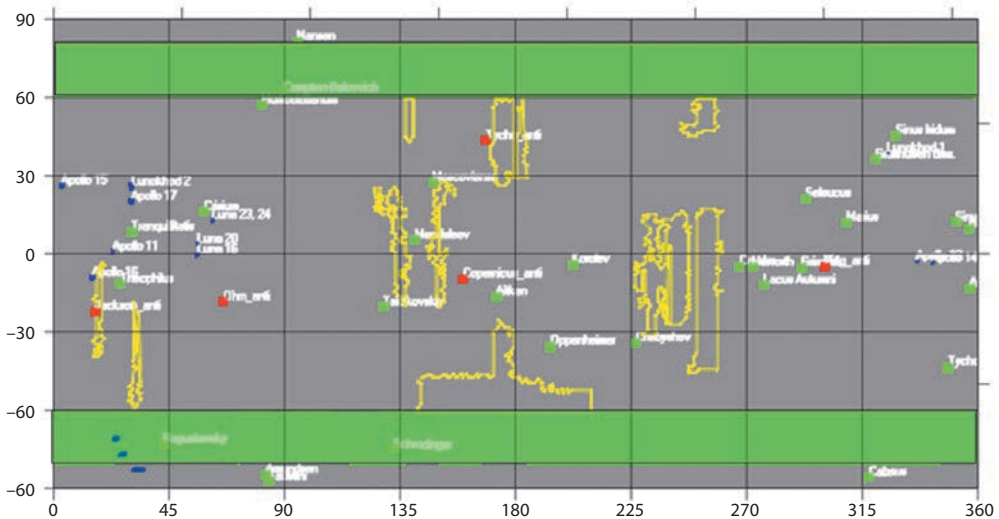


Рис. 4. Иллюстрация областей научных интересов на Луне

Также одним из важнейших вопросов является учет освещенности поверхности съемки и солнечных батарей ввиду определенной конструкции последних. Угол Солнца к плоскости орбиты $\pm 45^\circ$. При больших углах КА должен быть отвернут от надирной ориентации. Угол Солнца к поверхности Луны $\geq 30^\circ$, при меньших углах на изображениях отсутствуют контрасты, позволяющие строить цифровую модель поверхности.

ПУТИ РЕШЕНИЯ И РЕЗУЛЬТАТЫ

Все рассмотренные научные интересы и технические требования необходимо учесть при решении задачи выбора наилучшей (оптимальной) орбиты. Для начала рассмотрим, за счет чего можно увеличить исходный объем информации для решения поставленной задачи.

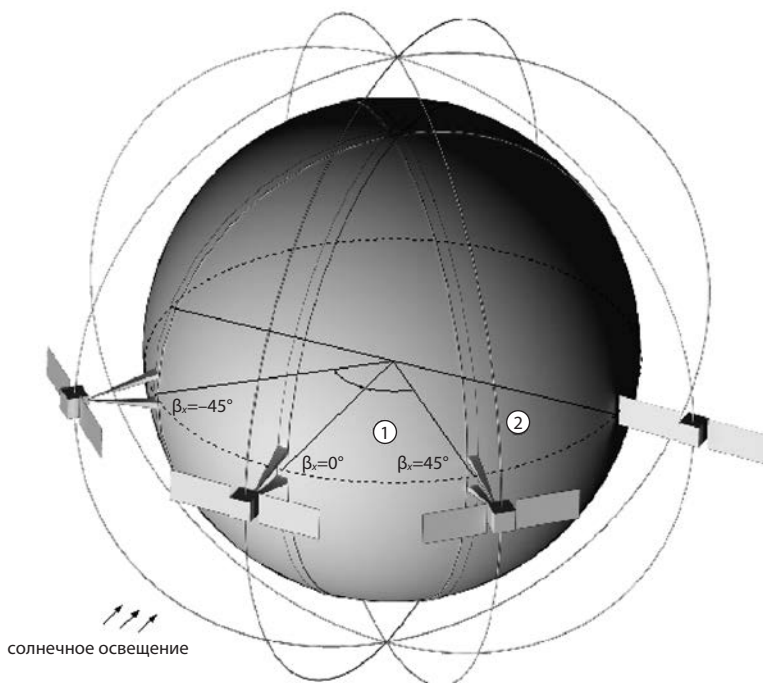


Рис. 5. Учет освещенности

- 1) Оптимизация параметров низкой круговой рабочей орбиты с целью минимизации межвитковых пробелов и увеличения суммарного покрытия за год. Сюда можно отнести: коррекцию орбиты за счет топлива, уточнение оптимальной высоты орбиты, наклонение орбиты и прочее.
- 2) Организация учета, хранения данных и рационального планирования съемок. Положительный эффект может быть достигнут за счет: своевременной верификации результатов полученной съемки (проверка на корректность данных при передаче и решении по проведению повторной съемки), предварительном планировании времени начала и окончания съемки.
- 3) Увеличение информационной емкости радиоканала за счет применения сжатия данных с регулируемыми параметрами. В условиях ограниченных возможностей зарядки батарей и событий возможности передачи данных на Землю, необходимо грамотно планировать моменты съемки и моменты передачи данных.
- 4) Оценка возможностей продления работы на низкой орбите более одного года и возможностей проведения съемок при нахождении КА на второй рабочей орбите

Результатом оптимизации параметров, предложенных в пунктах 2–4, может стать повышение плотности покрытия только с данной текущей орбиты. Максимальный вклад в решение поставленной задачи вносят параметры самой орбиты и ее конфигурация. Коррекция орбиты, заложенной на Земле, после старта практически невозможна, поэтому далее рассмотрим критерии оптимальности орбиты:

- 1) Равномерность распределения следов орбит по поверхности Луны за все время миссии. Проекция траектории полета КА на поверхность Луны с учетом ширины поля зрения камеры должны обеспечивать максимальное покрытие поверхности.
- 2) Стабильность высоты орбиты в течение всей миссии. стабильная высота орбиты обеспечивает стабильное перекрытие и разрешение снимков.
- 3) Оптимальность времени старта и точки начала съемки. От точки и времени старта зависят параметры освещенности поверхности и, следовательно, возможность съемки.
- 4) Подбор всех критериев только при условии освещенности Солнцем. Оценка равномерности орбит производится только для участков, когда возможна съемка.

Для проверки оценки критериев оптимальности предложены следующие методы: построение графиков высот орбиты над поверхностью Луны, исследование проекций снимков, полученных в различные сезоны, построение карты плотности покрытия с выделением непокрытых областей.

НПО им Лавочкина была проработана предварительная орбита с высотой над поверхностью 50 км и с сохранением меридиональной ориентации. Анализ данной орбиты по предложенным критериям показал следующее.

- 1) Размах высот 50 км орбиты над сферой Луны более ± 20 км, что может создать опасность потери КА при условии, что точность прогноза орбиты 10 км, а высоты на Луне достигают порядка 10,8 км. В связи со столь значительным разбросом высот выдерживание перекрытий становится крайне трудной задачей даже для моделей вдоль одной орбиты, и, следовательно, приводит к сокращению интервала фотографирования и далее либо к сужению области покрытия, либо увеличению количества данных для сброса.

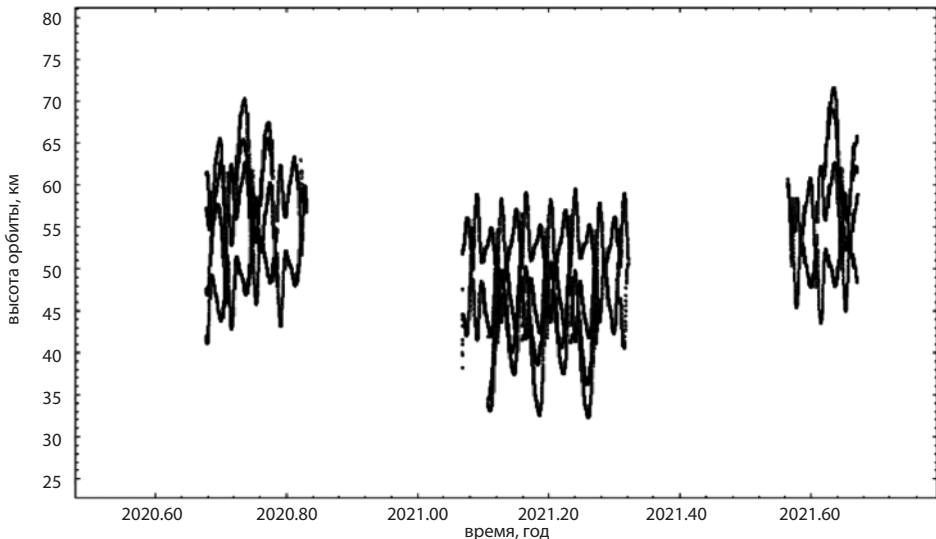


Рис. 6. Размах высот над сферой Луны для орбиты 50 км

- 2) Было установлено, что при проектировании орбиты разработчики старались максимально обеспечить повторяемость треков от месяца к месяцу, ввиду чего были обнаружены значительные области без покрытия.

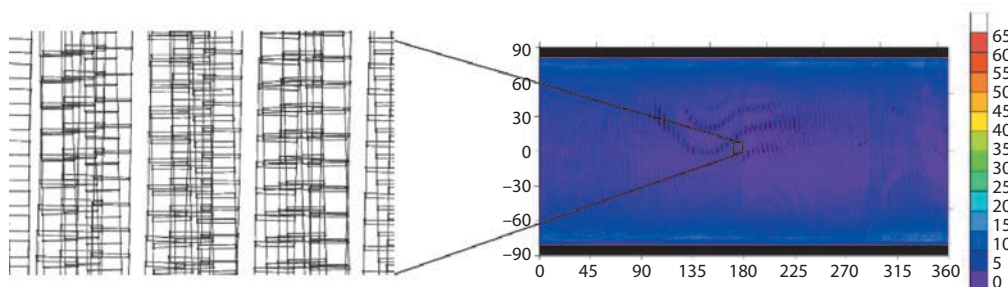


Рис. 7. Карта плотности покрытия Луны для орбиты 50 км

Первично было предложено уменьшить размах высот в орбите и поднять ее выше, также время старта было сдвинуто ввиду выхода из эксперимента прибора LORD.

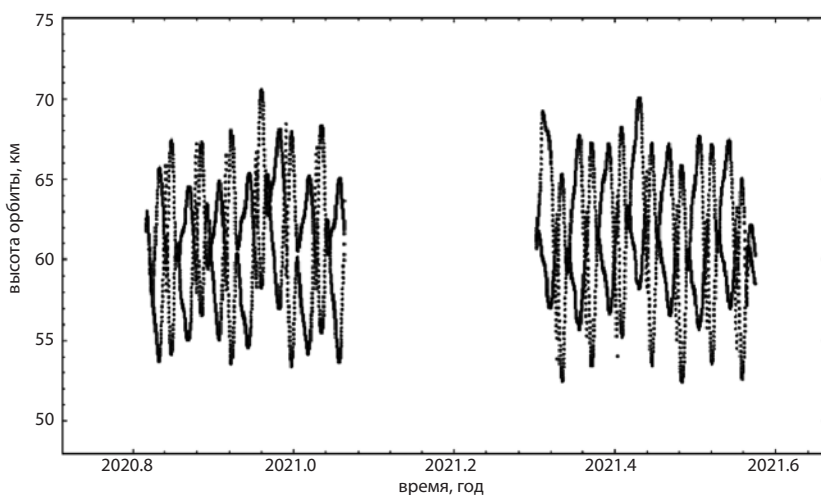


Рис. 8. Размах высот над сферой Луны для орбиты 60 км

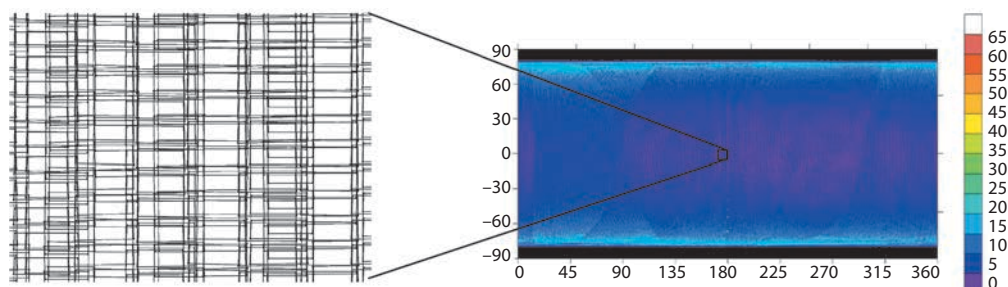


Рис. 9. Карта плотности покрытия Луны для орбиты 60 км

Размах высот предложенной орбиты над сферой Луны составляет менее ± 10 км, что обеспечивает большой процент перекрытия отдельных снимков и плотность покрытия для Луны в целом, чем в случае с орбитой 50 км, при этом экваториальные области имеют наименьшее покрытие.

На данный момент лучшее решение найдено для орбиты 70 км с размахом высот ± 10 км. Значительно повышена плотность покрытия полярных областей, однако экваториальные области покрыты недостаточно плотно.

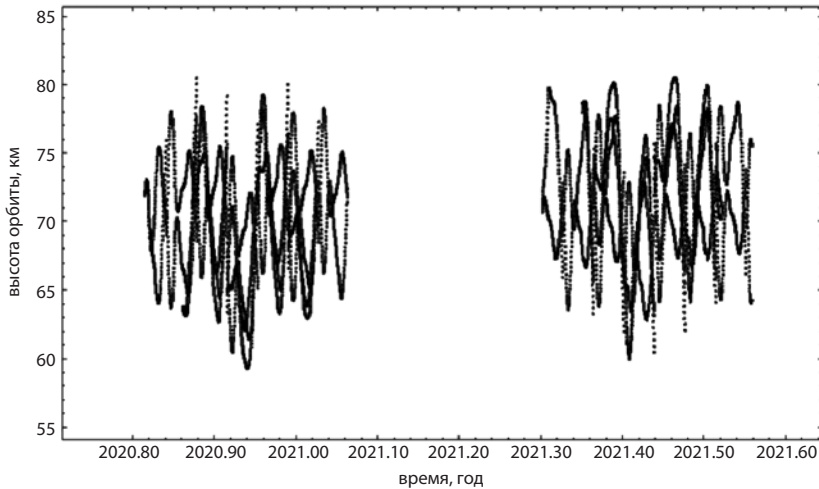


Рис. 10. Размах высот над сферой Луны для орбиты 70 км

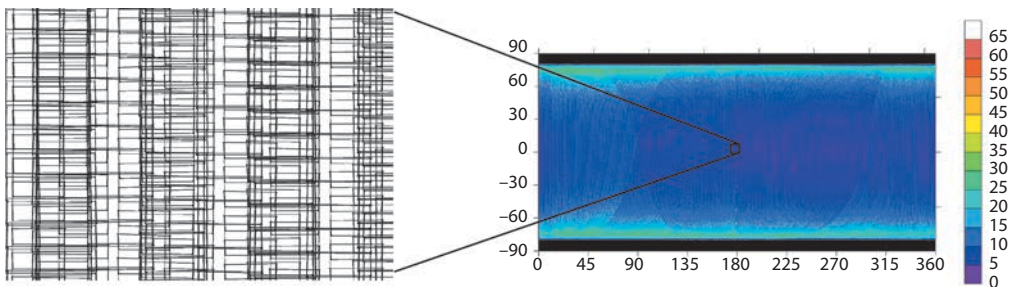


Рис. 11. Карта плотности покрытия Луны для орбиты 70 км

Далее при расчете покрытия были исключены зоны со слабым контрастом (области, где угол Солнца к поверхности Луны $< 30^\circ$). Как можно видеть на рис. 12, в экваториальной области появляются пробелы (дыры) в покрытии.

В дальнейшем потребуется подобрать точку и время старта съемки для максимизации съемочного сезона, повысить возможность съемки в экваториальной области (± 30 градусов широты) за счет подбора характерных коррекций орбиты.

На основе разработанных критериев был проведен анализ текущей орбиты 50 км. Предложена орбита, удовлетворяющая разработанным критериям. В качестве количественных характеристик степени оптимальности были предложены следующие величины:

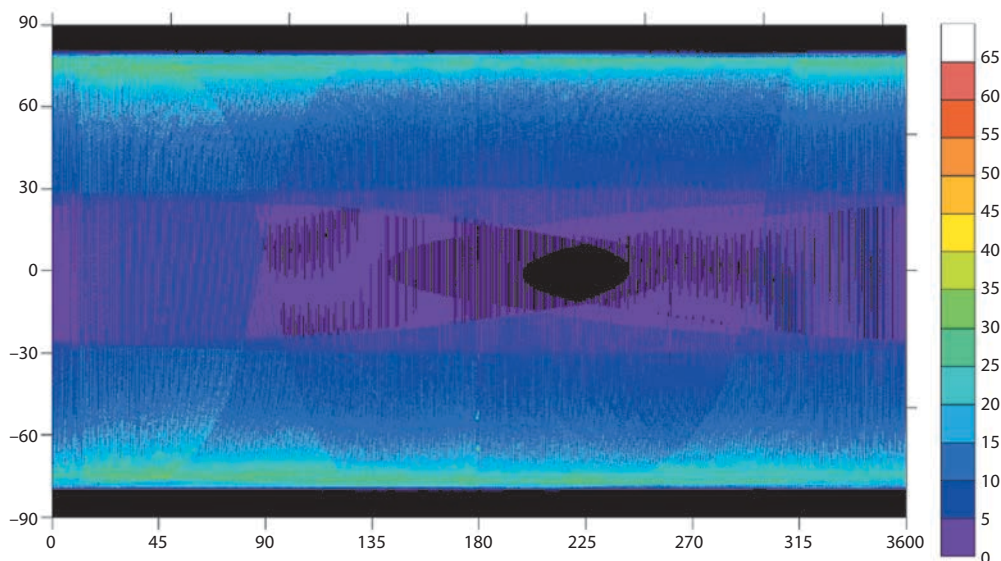


Рис. 12. Карта плотности покрытия Луны для орбиты 70 км после учета зон со слабым контрастом

- 1) значение средней плотности покрытия.
- 2) процент вовсе непокрытых областей относительно всей площади поверхности Луны в области рабочего диапазона (исключая полюса выше 80 параллели).
- 3) размах рабочего диапазона высоты орбиты над поверхностью Луны.

Таблица 1. Показатели степени оптимальности

показатель	50 км*	50 км**	70 км*	70 км**
средняя плотность покрытия, раз	5,0	5,0	9,7	9,9
процент дыр в покрытии, %	0,4	5,7	0,0	3,7
размах диапазона высот, м	40	40	10	10

* не учтены зоны предельной освещенности на экваторе.

** учтены зоны предельной освещенности на экваторе.

ВЫВОДЫ

На основании данных, приведенных в табл. 1, можно сделать вывод, что в результате более тщательного подбора орбиты и учета ряда факторов, отвечающих за решение конечной задачи, т.е. получения цифровой модели поверхности Луны с приоритетом обеспечения максимального покрытия, средняя плотность покрытия увеличилась почти вдвое, а процент непокрытых областей снизился. Повышая среднюю плотность покрытия, можно обеспечить в дальнейшем

возможность сэкономить на радиопередаче за счет перераспределения отдельных маршрутов. Также удалось снизить в 1,5 раза дыры, однако этот показатель можно повысить за счет оптимального подбора даты старта, что обеспечит большее число событий, когда поверхность будет освещена Солнцем. Исследования будут продолжены в области учета всех нерассмотренных факторов и подборе оптимального времени начала съемки.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Araki H., Tazawa S., Noda H., Ishihara Y., Goossens S., Sasaki S., Kawano N., Kamiya I., Otake H., Oberst J. and Shum C. 2009. Lunar global shape and polar topography derived from Kaguya-LALT laser altimetry, *Science*, Vol. 323, pp. 897–900. DOI: <http://dx.doi.org/10.1126/science.1164146>
- [2] A new lunar digital elevation model from the Lunar Orbiter Laser Altimeter and SELENE Terrain Camera. *Icarus*, Vol. 273, pp. 346–355. DOI: <http://dx.doi.org/10.1016/j.icarus.2015.07.039>
- [3] Polyansky I., Zhukov B., Zubarev A., Nadezhkina I., Brusnikin E., Oberst J., Duxbury T. 2017, Stereo topographic mapping concept for the upcoming Luna-Resurs-1 orbiter mission, *Planetary and Space Science*, Elsevier, DOI 10.1016/j.pss.2017.09.013
- [4] Scholten F., Oberst J., Matz K.-D., Roatsch T., Wählisch M., Speyerer E.J. and Robinson M.S. 2012. GLD100: The near-global lunar 100 m raster DTM from LROC WAC stereo image data. *Journal of Geophysical Research*, Vol. 117, Issue E12. DOI: 10.1029/2011JE003926
- [5] Smith D.E., Zuber M.T., Neumann G.A. and Lemoine F.G. 1997. Topography of the Moon from the Clementine lidar. *Journal Of Geophysical Research*, Volume 102, Issue E1, pp.1591-1611
- [6] Zuber M.T., Smith D.E., Lemoine F.G. and Neumann G.A. 1994. The Shape and Internal Structure of the Moon from the Clementine Mission. *Science*, Vol. 266, pp.1839-1843

PROVISION OF LUNAR SURFACE COVERAGE WITH TOPOGRAPHICAL SURVEY DURING LUNA-RESURS-1 (OA) MISSION

A.E. Zubarev², I.E. Nadezhdina², I.V. Polyanskiy¹, B.S. Zhukov¹

¹ Space Research Institute of the Russian Academy of Sciences (IKI)

² Moscow State University of Geodesy and Cartography (MIIGAiK)

A scientific experiment for lunar surface imaging by digital stereo topographic camera LSTK with rather high spatial resolution has been planned within the framework of studying the Moon and near lunar space from the “Luna-Resurs-1” (OA) spacecraft. The camera allows to conduct a perspective frame survey of the surface with sequential stereo imaging by two optical channels with a spatial resolution of 1.5...2.5 meters within a swath of about 12 km.

One of the main tasks to be solved during the planning the space experiment is the calculation of the correct orbit, which ensures the task fulfilment in the conditions of ballistic, energy, thermal and photometric constraints. The initial data for the various planned launch dates of “Luna-Resurs-1” (OA) spacecraft was analyzed and the initial requirements for the orbit providing the maximum coverage of the lunar surface and the best resolution were developed. The near-circular polar orbit calculated on the basis of the requirements was simulated in order to analyze and visualize the coverage map and its problem areas. The orbit data is provided in the SPICE format and contains information about both the spacecraft motion (coordinates and velocity in the inertial coordinate system IAU_MOON) and the LSTK camera attitude. Special attention is paid to the survey of areas intended as landing sites for future surface missions, as well as areas not previously imaged or imaged with insufficient quality for various reasons.

Keywords: Moon, 3D, topographic mapping, elevation model, Luna-Resurs, orbital parameters, LSTK

Zubarev Anatoly Eduardovich – senior researcher, *a_zubarev@miigaik.ru*

Nadezhdina Irina Evgen'evna – senior teacher, *lorenca@mail.ru*

Polyanskiy Ivan Valer'evich – chief designer of the project, *ivpolyan@cosmos.ru*

Zhukov Boris Sergeevich – senior researcher, PhD, *bzhukov@iki.rssi.ru*

НАЗЕМНАЯ ОТРАБОТКА ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ЛУННОГО МАНИПУЛЯТОРНОГО КОМПЛЕКСА И СЛУЖЕБНОЙ ТЕЛЕВИЗИОННОЙ СИСТЕМЫ

С.В. Воронков, А.В. Никитин, С.А. Прохорова, Я.Д. Эльяшев, А.В. Бережков

Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН)

В состав комплекса научной аппаратуры космического аппарата (КА) «Луна-Глоб» входят различные приборы и системы, в том числе лунный манипуляторный комплекс (ЛМК) и служебная телевизионная система (СТС-Л). Одной из задач СТС-Л является поддержка функционирования ЛМК при взятии образцов лунного грунта с целью их доставки в прибор ЛАЗМА-ЛР. Такая задача решается с помощью входящих в состав СТС-Л стереокамер КАМ-С, которые синхронно выполняют съемку участка лунной поверхности и передают изображения в блок сбора данных. В дальнейшем эти изображения отправляются на Землю по радиоканалу, на Земле выполняется построение трехмерной цифровой модели рабочей зоны манипулятора для определения пространственных координат цели с точностью до 15 мм. Для проведения наземной экспериментальной отработки в ИКИ РАН создан специальный стенд, состоящий из макета космического аппарата, технологического образца ЛМК и лабораторного макета СТС-Л. Стенд обеспечивает возможность отработки взаимодействия ЛМК и СТС-Л, а так же отладки наземного программного обеспечения, предназначенного для обработки получаемых стереоизображений и формирования управляющих воздействий для ЛМК при решении задачи наведения его грунтозаборного устройства на требуемую цель.

Ключевые слова: манипулятор, стереокамера, система координат, служебная телевизионная система, тест-объект, базисная система координат, внутренняя система координат камеры, грунтозаборное устройство, опорная система координат

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

Перед ЛМК стоят задачи выведения грунтозаборного устройства в требуемую область, взятие образцов грунта, выгрузки его в приемное окно прибора ЛАЗМА-ЛР, входящего в состав комплекса научной аппаратуры КА «Луна-Глоб».

Для решения поставленных задач манипуляторному комплексу требуется поддержка стереокамер из состава СТС-Л (см. рис. 1). Для этого две КАМ-С синхронно выполняют съемку поверхности и элементов КА в зоне работы манипулятора с целью дальнейшей передачи полученных изображений на Землю

Воронков Сергей Владимирович – старший научный сотрудник, к.т.н., servor@nserv.iki.rssi.ru

Никитин Андрей Владимирович – старший научный сотрудник, к.т.н., andvnik935@yandex.ru

Прохорова Светлана Андреевна – младший научный сотрудник, prokhorovasa@yandex.ru

Эльяшев Яков Дмитриевич – младший научный сотрудник, eluashev-jak@yandex.ru

Бережков Антон Валентинович – инженер, anton.iki@mail.ru

по радиоканалу. На Земле с помощью разработанного в ИКИ РАН программного обеспечения осуществляется построение трехмерной цифровой модели рабочей зоны манипулятора для определения пространственных координат цели в системе координат ЛМК с точностью до 15 мм. Кроме того, с использованием информации, полученной от камер КАМ-С, осуществляется наведение грунтозаборного устройства ЛМК на приемное окно прибора ЛАЗМА-ЛР из состава комплекса научной аппаратуры с ошибкой не более 4 мм для выгрузки образцов лунного грунта.

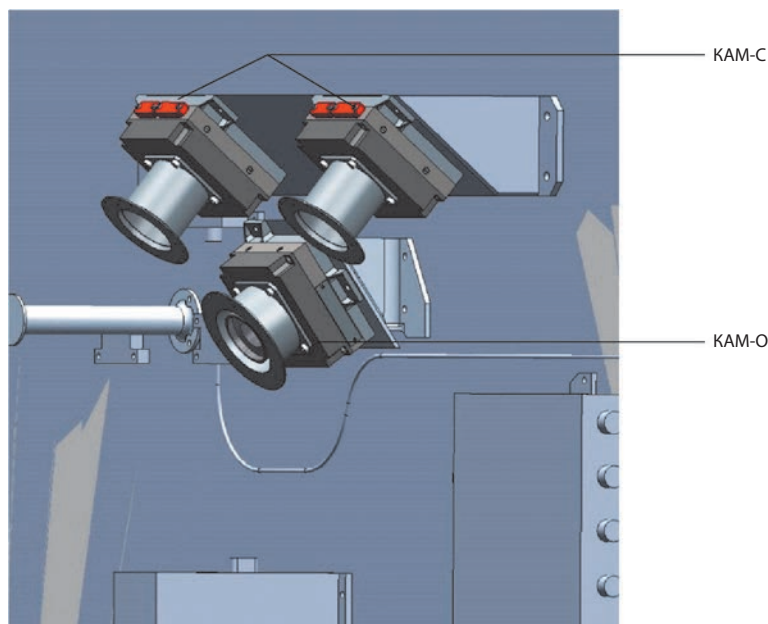


Рис. 1. Размещение стереокамер КАМ-С на КА «Луна-Глоб»

Для отработки взаимодействия СТС-Л и ЛМК в ИКИ РАН создан специальный стенд, позволяющий имитировать расположение научной аппаратуры на борту КА «Луна-Глоб» и включающий в себя макет космического аппарата, технологический образец ЛМК и лабораторный макет СТС-Л (см. рис. 2).

В ходе проведения совместных работ на стенде отработывалось решение следующих основных задач:

- определение параметров взаимного и внешнего ориентирования камер КАМ-С;
- определение взаимного положения систем координат камер и манипулятора;
- определение пространственных координат требуемого объекта в рабочей зоне манипулятора с использованием трехмерной модели, построенной по кадрам КАМ-С;
- расчет управляющих воздействий, перемещение манипулятора к требуемому объекту, взятие образцов грунта;

- переход к контрольной точке перед выгрузкой грунта;
- определение координат ЛАЗМА-ЛР и расчет управляющих воздействий для перемещения манипулятора из контрольной точки к прибору ЛАЗМА-ЛР.

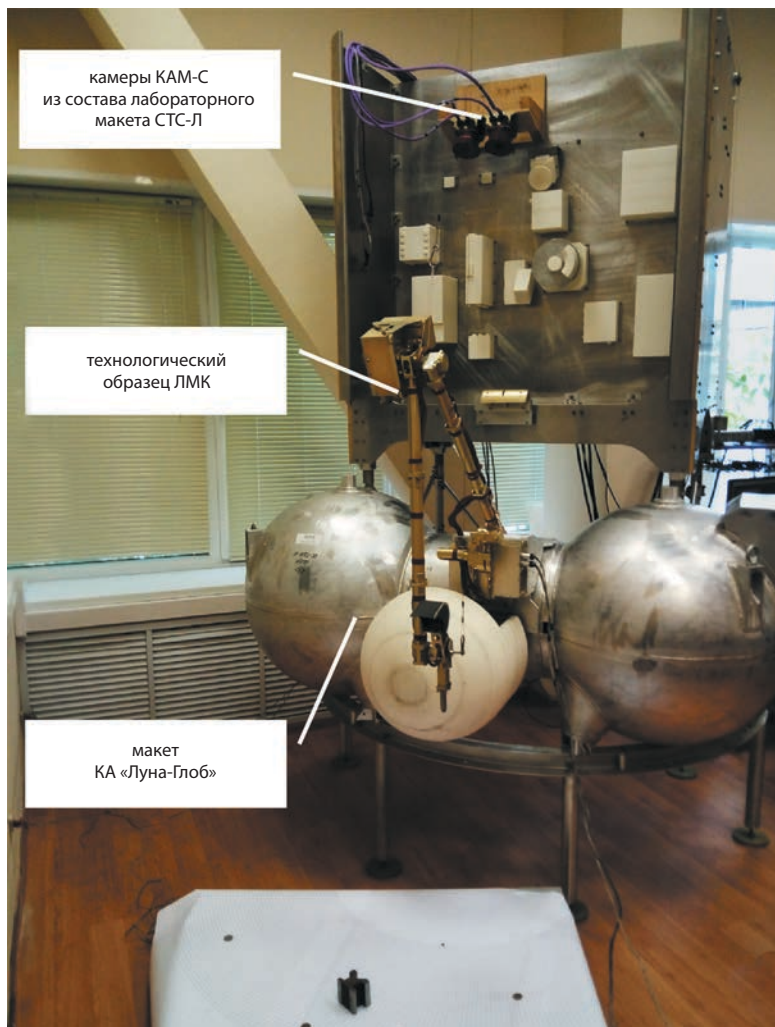


Рис. 2. Стенд для обработки взаимодействия ЛМК и СТС-Л

Рассмотрим системы координат, используемые в статье.

Внутренняя система координат камеры (ВСК) определяется узловой точкой объектива и плоскостью КМОП-матрицы камеры (см. рис. 3).

Точка S – задняя узловая точка объектива камеры.

Ось X направлена параллельно строкам КМОП-матрицы.

Ось Z направлена параллельно перпендикуляру, опущенному из задней узловой точки объектива на матрицу.

Ось Y дополняет систему координат до правой.

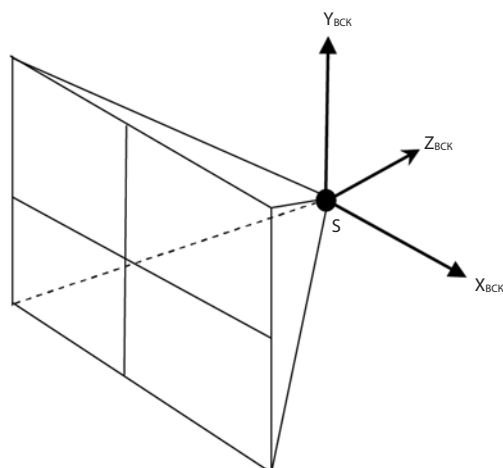


Рис. 3. Внутренняя система координат камеры

Базисная система координат (БСК) определяется двумя внутренними системами координат стереокамер.

Центр БСК находится в передней узловой точке ВСК левой камеры.

Ось X БСК направлена параллельно линии, соединяющей передние узловые точки объективов 2-х камер, и совпадает с линией базиса.

Ось Y БСК направлена по нормали к плоскости, построенной на оси Z левой камеры и оси X БСК.

Ось Z БСК дополняет систему координат до правой.

Текущая система координат тест-объекта (ТО)

Тест-объект представляет собой три плоских планшета с нанесенными круглыми метками (рис. 4). Входящие в состав тест-объекта планшеты расположены под 90° друг к другу в горизонтальной и 2-х вертикальных плоскостях. На каждом планшете нанесены метки через 50 мм вдоль осей абсцисс и ординат планшета, которые образуют равномерную сетку по всей его плоскости.

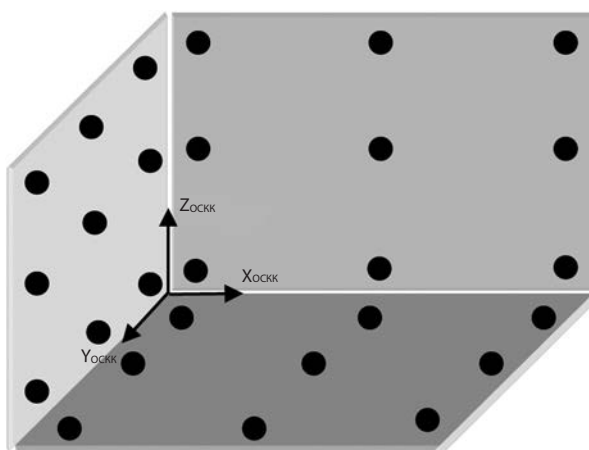


Рис. 4. Схематическое изображение тест-объекта

Ось X_{TO} направлена параллельно линии абсцисс горизонтального планшета.
Ось Y_{TO} направлена параллельно линии ординат горизонтального планшета.
Ось Z_{TO} дополняет систему координат до правой.

Опорная система координат тест-объекта (ОСК)

При уточнении элементов внешнего и внутреннего ориентирования тест-объект устанавливается в рабочей области манипулятора последовательно: с левого края, в центре и с правого края полей зрения камер.

Направление осей опорной системы координат тест-объекта совпадает с направлением осей текущей системы координат тест-объекта при установке его в центре поля зрения камер.

Подвижная система координат манипулятора (ПСКМ) определяется его конструкцией. Центр ПСКМ находится в центре 1-го привода двигателя.

Ось $X_{СКМ}$ направлена от центра 4-го двигателя к центру 1-го привода двигателя.

Ось $Z_{СКМ}$ направлена вдоль оси 2-го плеча манипулятора вертикально вниз.

Ось $Y_{СКМ}$ дополняет систему координат до правой.

Опорная система координат манипулятора (ОСКМ). Задается расположением предполагаемой рабочей области и определяется управляющими воздействиями на манипулятор: азимутом, радиальным и вертикальным смещениями (Az, R, H).

Центр ОСКМ располагается в центре 1-го привода двигателя манипулятора

Ось Z направлена вертикально вверх по нормали к рабочей области

Ось Y направлена по проекции линии, соединяющей центр грунтозаборного устройства с центром ОСКМ, на горизонтальную плоскость и совпадает с начальным азимутальным углом.

Ось X дополняет систему координат до правой.

Рассмотрим методику определения параметров взаимного и внешнего ориентирования камер КАМ-С. Под элементами взаимного ориентирования камер обычно понимаются углы разворота камер относительно базисной системы координат: 2 угла разворота для левой камеры и 3 угла для правой.

Под элементами внешнего ориентирования принято понимать три угла разворота базисной системы координат относительно опорной (внешней) системы координат, три координаты центра базисной системы координат и масштабный коэффициент.

При определении параметров взаимного и внешнего ориентирования отдельно классическим способом возникает проблема их точного определения в связи с большим процентом перекрытия (более 90%) между камерами. Поэтому следует определить элементы внешнего ориентирования совместно с элементами взаимного ориентирования, что достигается путем съемки пространственного тест-объекта, располагаемого в трех местах рабочей зоны манипулятора. Съемка тест-объекта в каждом положении ведется двумя камерами, полученные изображения передаются на компьютер КИА СТС-Л с целью дальнейшего выполнения корреляционной обработки.

В результате обработки определяются координаты центров изображений меток на двух снимках (x_1, y_1, x_2, y_2). Затем в программном обеспечении,

используемом для обработки изображений, указывают для каждой пары точек их пространственные координаты. Для каждого положения тест-объекта имеется своя система координат, для связи которой с опорной системой координат тест-объекта используются 6 параметров. В единой системе координат, принимаемой в качестве опорной (ОСК), используется система координат тест-объекта, находящегося в центральном положении. Таким образом, для получения параметров перехода от плоских координат точек на КМОП-матрицах камер к их пространственным координатам в опорной системе координат тест-объекта необходимо уточнить $5+6 \cdot 2+6=23$ параметра. Три положения тест-объекта обеспечивают получение достаточного количества пространственных меток для уточнения значений параметров.

Направляющие косинусы векторов на изображения точек поверхности с двух камер в их внутренних системах координат (рис. 5) определяются по формулам:

$$\begin{aligned} l_i &= \frac{x_i - x_0}{\|r_i\|} \\ m_i &= \frac{y_i - y_0}{\|r_i\|} \\ n_i &= \frac{-f_i}{\|r_i\|} \end{aligned} \quad (1)$$

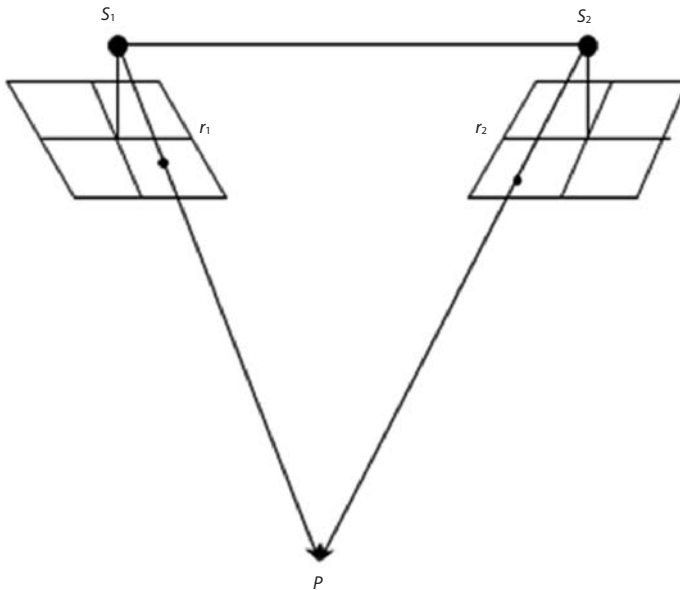


Рис. 5. Схема определения пространственных координат точек, изобразившихся на матрицах двух камер

Длина векторов направлений на изображения:

$$\|r_i\| = \sqrt{(x_i - x_0)^2 + (y_i - y_0)^2 + f^2}, \quad (2)$$

где $i=1,2$.

Перейдем к направляющим косинусам векторов из задних узловых точек объективов камер на точки поверхности в базисной системе координат.

$$\begin{pmatrix} l_i \\ m_i \\ n_i \end{pmatrix}_{BCK} = A_i \begin{pmatrix} l_i \\ m_i \\ n_i \end{pmatrix}_{CKK_i}, \quad (3)$$

где A_i – матрица перехода от системы координат камер (BCK) к базисной системе координат (CKK).

Масштабный коэффициент вектора точки t_1 в базисной системе координат

$$t_1 = \frac{Bn_2}{(l_1n_2 - l_2n_1)}, \quad (4)$$

где B – базис съемки,

l_i, m_i, n_i – направляющие косинусы во внутренней системе координат i -й камеры на изображение метки $i=1, 2$.

Координаты точки в базисной системе координат

$$\begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix}_{BCK} = A_i \begin{pmatrix} l_i \\ m_i \\ n_i \end{pmatrix}_{BCK} \cdot t_1 \quad (5)$$

Координаты точки в опорной системе координат (тест-объект в центре)

$$\begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix}_{OCK} = \begin{pmatrix} X_0 \\ Y_0 \\ Z_0 \end{pmatrix}_{BCK \leftrightarrow OCK} + A_{BCK \leftrightarrow OCK} \begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix}_{BCK}, \quad (6)$$

где $\begin{pmatrix} X_0 \\ Y_0 \\ Z_0 \end{pmatrix}_{BCK \leftrightarrow OCK}$ – координаты центра базисной системы координат в опорной системе координат.

Переход из текущей системы координат (тест-объект на краю) к опорной системе координат (тест-объект в центре) производится для каждой точки крайнего тест-объекта

$$\begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix}_{OCK} = \begin{pmatrix} X_0 \\ Y_0 \\ Z_0 \end{pmatrix}_{TO_i \leftrightarrow OCK} + A_{TO_i \leftrightarrow OCK} \begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix}_{TO_i}, \quad (7)$$

где $i=1, 2$ – координаты центра системы координат тест-объекта в опорной системе координат;

$A_{БСК \rightarrow ОСК}$ – матрица перехода от БСК к ОСК;

$A_{ТО_i \rightarrow ОСК}$ – матрица перехода от ТО в i -ом положении к опорной системе координат.

Уточняемыми параметрами являются:

1. $\alpha_{БСК}, \omega_{БСК}, \kappa_{БСК}$ – углы поворота матрицы перехода от БСК к ОСК,
2. $\alpha_{ТО1}, \omega_{ТО1}, \kappa_{ТО1}$ – углы поворота матрицы перехода от СК тест-объекта в левом положении (ТО1) к ОСК,
3. $\alpha_{ТО2}, \omega_{ТО2}, \kappa_{ТО2}$ – углы поворота матрицы перехода от СК тест-объекта в правом положении (ТО2) к ОСК,
4. $\{X_0, Y_0, Z_0\}_{БСК \rightarrow ОСК}$ – пространственные координаты начала БСК в ОСК;
5. $\{X_0, Y_0, Z_0\}_{ТО1 \rightarrow ОСК}$ – пространственные координаты начала ОСК в левом положении тест-объекта (ТО1) в опорной системе координат;
6. $\{X_0, Y_0, Z_0\}_{ТО2 \rightarrow ОСК}$ – пространственные координаты начала ОСК в правом положении тест-объекта (ТО2) в опорной системе координат;
7. $\{\alpha_1, \kappa_1, \alpha_2, \omega_2, \kappa_2\}$ – элементы взаимного ориентирования камер.

В итоге уточняются 23 параметра по всем точкам тест-объекта.

В качестве рабочих параметров для вычисления координат выбираемых точек в опорной системе координат используются 1, 4 и 7 группы вышеуказанных параметров.

Для определения параметров связи опорной системы координат тест-объекта и опорной системы координат манипулятора следует использовать 3 метки, нанесенные на узлах манипулятора: первая нанесена на узле грунтозаборного устройства, вторая вблизи 3-го привода двигателя и третья у 1-го привода двигателя, задающего азимутальный поворот. По трем меткам можно определить ориентацию подвижной системы координат манипулятора в опорной системе координат тест-объекта.

В ходе подготовительных работ центр грунтозаборного устройства калибруется в неподвижной опорной системе координат манипулятора. При помощи азимутального поворота, радиального и вертикального смещений грунтозаборное устройство перемещается в пределах рабочей области в заданную точку. Снимая 3 метки манипулятора одновременно двумя камерами, можно определить их пространственные координаты в опорной системе координат тест-объекта. Зная пространственные координаты меток в подвижной системе координат манипулятора (по конструкторской документации), можно определить параметры перехода от ПСКМ к ОСК, с использованием которых рассчитываются координаты центра грунтозаборного устройства в опорной системе координат тест-объекта. Тогда может быть использована следующая схема определения параметров перехода от ОСК к ОСКМ.

1. Последовательное перемещение манипулятора в пять положений рабочей зоны по Az, R, H .
2. Проведение в каждом положении съемки двумя камерами 3-х меток манипулятора.

3. Обработка результатов съемки в каждом положении манипулятора:
 - определение координат 3-х меток манипулятора в ОСК,
 - определение координат 3-х меток в ПСКМ,
 - определение текущих параметров перехода от ОСК к ПСКМ,
 - определение координат центра грунтозаборного устройства (ГЗУ) манипулятора в ОСКМ (по Az , R , H).
4. Определение координат центра ГЗУ в ОСК для каждого положения манипулятора по координатам центра ГЗУ в ПСКМ с использованием текущих параметров перехода от ОСК к ПСКМ
5. Определение шести параметров перехода от ОСК в ОСКМ по пяти пространственным координатам центра ГЗУ в ОСК и ОСКМ методом Гаусса-Ньютона.

$$\begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix}_{ОСКМ} = \begin{pmatrix} X_0 \\ Y_0 \\ Z_0 \end{pmatrix}_{ОСКМ} + A \begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix}_{ОСК}, \quad (8)$$

где A – матрица перехода от ОСК к ОСКМ

Построение трехмерной модели снимаемой поверхности в системе координат камер осуществляется путем обработки полученных со стереокамер изображений на компьютере КИА СТС-Л. При построении цифровой модели в стереоскопическом режиме при помощи манипулятора-мыши осуществляется набор точек в пределах снимаемой поверхности.

По координатам пары точек на плоскости вычисляются:

- пространственные координаты снимаемой поверхности в базисной системе координат по 5-ти элементам взаимного ориентирования камер,
- пространственные координаты снимаемой поверхности в опорной системе координат по 6-ти параметрам связи ОСК с БСК,
- пространственные координаты снимаемой поверхности в опорной системе координат манипулятора по 6-ти параметрам связи ОСКМ с ОСК.

Пространство точек цифровой модели разбивается на фрагменты вдоль осей X и Y базисной системы координат, для центров каждого из которых рассчитывается значение высоты методом билинейной интерполяции. Выбирается изображение левой или правой камеры для отображения на цифровой модели. Для каждого фрагмента модели определяется положение четырехугольника на выбранном изображении с использованием элементов ориентирования выбранной камеры относительно базисной системы координат. Фрагмент изображения в пределах четырехугольника отображается в качестве пространственной текстуры при помощи средств OpenGL. Пример построения трехмерной поверхности представлен на рис. 6.

По наложенному изображению на карту высот в ОСКМ определяются координаты цели, на которые требуется направить манипулятор, чтобы выполнить взятие грунта. Также цель можно выбрать по двум изображениям рабочей области. По паре координат при помощи специального программного обеспечения вычисляются:

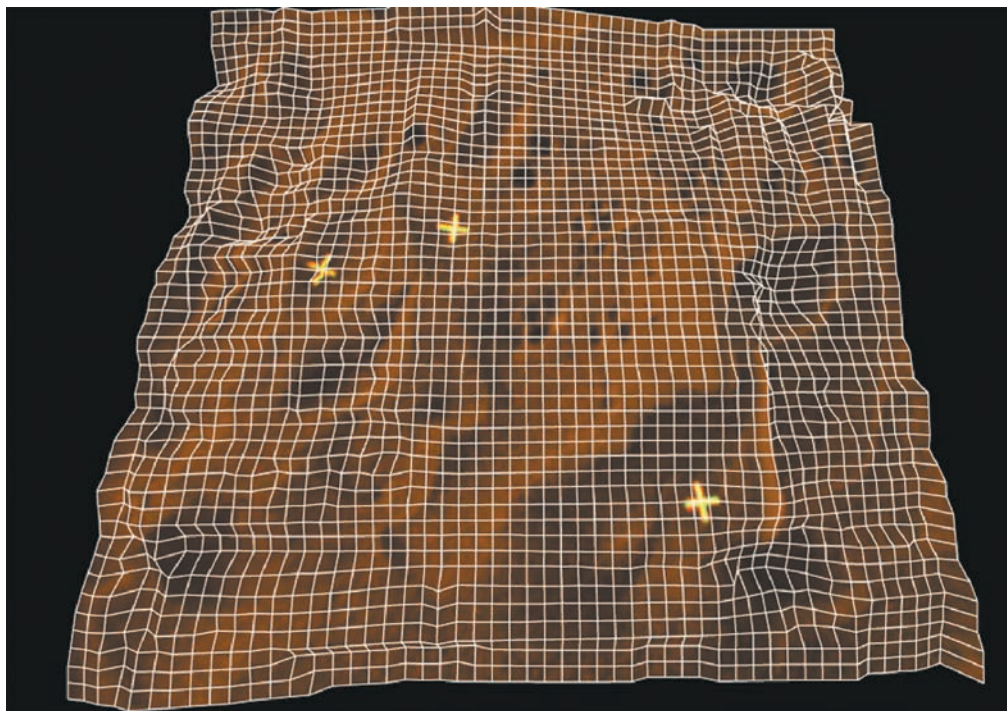


Рис. 6. Пример трехмерного отображения рабочей поверхности

- пространственные координаты цели в базисной системе координат с учетом пяти элементов взаимного ориентирования камер,
- пространственные координаты цели в опорной системе координат с учетом шести параметров связи ОСК с БСК,
- пространственные координаты цели в опорной системе координат манипулятора с учетом шести параметров связи ОСКМ с ОСК.

По трехмерным координатам цели вычисляются: угол поворота манипулятора, радиальное и вертикальное смещение, которые считаются параметрами движения. После передачи трех параметров движения в систему управления манипулятора осуществляется его перемещение в требуемую область и взятие грунта.

После этого манипулятор переходит к контрольной точке и останавливается в непосредственной близости от ЛАЗМА-ЛР так, чтобы в результате ошибок перемещения не повредить другую аппаратуру КА. Левая камера КАМ-С делает снимок, на котором одновременно отображаются манипулятор, находящийся в контрольной точке, и приемное окно ЛАЗМА-ЛР. Затем проводится сравнение полученного изображения с эталонным изображением, на котором грунтозаборное устройство находится над центром приемного окна ЛАЗМА-ЛР. Измеряются координаты на плоскости одинаковых элементов грунтозаборного устройства на текущем и эталонном изображениях. С использованием значения высоты грунтозаборного устройства в ОСКМ вычисляются смещения в горизонтальной плоскости и соответствующие параметры перемещения: азимутальный угол и радиальное смещение, при этом перемещение по высоте не предусматривается.

Вычисленные параметры движения закладываются в систему управления манипулятором и осуществляется завершающее движение и выгрузка грунта.

В течение 2017–2018 годов в рамках выполнения ОКР «Луна-Глоб» в ИКИ РАН была проведена отработка описанной в статье методики решения задачи наведения лунного манипуляторного комплекса на цель по информации, получаемой от камер КАМ-С из состава СТС-Л. При этом были разработаны алгоритмы калибровки камер КАМ-С и ЛМК, создано программное обеспечение, реализующее описанные алгоритмы, отработано совместное взаимодействие лабораторного образца СТС-Л и технологического образца ЛМК и подтверждена возможность решения задачи по взятию и доставке грунта с требуемой точностью.

ON-GROUND TESTING OF INTERACTION BETWEEN THE LUNAR MANIPULATOR SYSTEM AND THE HOUSEKEEPING TV SYSTEM

S.V. Voronkov, A.V. Nikitin, S.A. Prokhorova, Ya.D. Elyashev, A.V. Berezhkov

Space Research Institute of the Russian Academy of Sciences (IKI)

The scientific instrumentation of the Luna-Glob spacecraft consist of different sensors and complexes, in particular, the lunar manipulator system (LMK) and the housekeeping TV system (STS-L). One of task of the STS-L is support of LMK during it takes soil samples and their further delivery in the LAZMA-LR. This task is solved by using stereo cameras, which synchronously obtained the images of lunar area and then send the images to unit of data collection. Further, the obtained images are transferred to Earth for making of a three-dimensional digital model of the manipulator working area to determine the spatial coordinates of the target with an accuracy of 15 mm. A special test bench has been created in the IKI RAS. The test bench consist of a spacecraft scale model, LMK- and STS-L' engineering models. The bench allows testing the interaction of the LMK and STS-L, develop and debug a software for stereo images processing for the purpose to solve of task of soil intake device LMK guidance on the desired goal.

Keywords: manipulator, stereocamera coordinate system, housekeeping TV system, test-object, basic coordinate system, internal coordinate system of the camera, soil intake device, reference coordinate system

Voronkov Sergey Vladimirovich – senior researcher, PhD, *servor@nserv.iki.rssi.ru*

Nikitin Andrey Vladimirovich – senior scientist, PhD, *andvnik935@yandex.ru*

Prokhorova Svetlana Andreevna – junior researcher, *prokhorovasa@yandex.ru*

Elyashev Iakov Dmitrievich – junior researcher, *eluashev-jak@yandex.ru*

Berezhkov Anton Valentinovich – engineer, *anton.iki@mail.ru*

ТЕХНОЛОГИИ 3D И VR КАК СРЕДСТВА ПРЕДСТАВЛЕНИЯ НАУЧНЫХ ДАННЫХ

А.В. Бережков, Я.Д. Эльяшев

Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН)

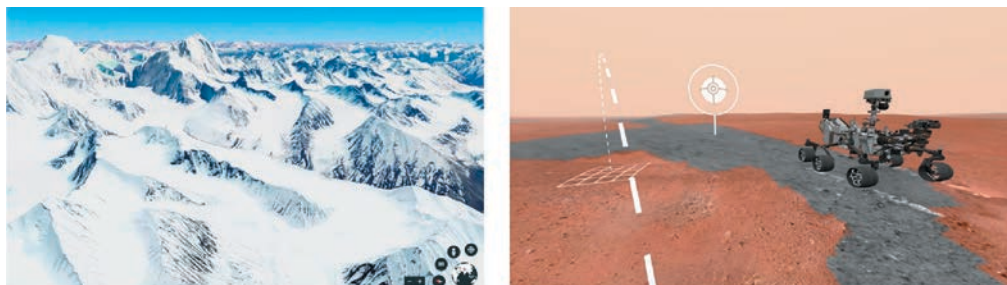
В работе предлагается внедрить новые способы представления научных данных с использованием современных средств трехмерного отображения (3D) и виртуальной реальности (VR). Приведены примеры использования этих технологий в космической отрасли. В ходе экспериментальных работ были подобраны программные и аппаратные средства и получена методика по формированию виртуальной сцены места посадки космического аппарата Луна-Глоб (КА Луна-Глоб) с применением реальных снимков с поверхности Луны. Сформированы предложения по использованию 3D и VR в других научных проектах.

Ключевые слова: 3D, VR, виртуальная реальность, панорама, Луна-Глоб, ЭкзоМарс, Луна-Ресурс, ДЗЗ, Земля, Луна, Марс.

ВВЕДЕНИЕ

В современном мире внедрение технологии 3D в различных отраслях промышленности становится неотъемлемой частью процесса развития.

В космической отрасли технологии 3D активно используются для визуализации снимков поверхности Земли и Марса, полученных со спутников ДЗЗ и КА научных миссий. Примером могут послужить проекты GoogleEarth и AccessMars (рис. 1).



a *б*
Рис. 1. WEB проекты: а) GoogleEarth; б) AccessMars

Одной из реализаций трехмерных технологий является технология виртуальной реальности или VR. Первоначально VR активно использовалась в мире кинематографа, тренировочных и игровых симуляторов. Сейчас, по мере развития программных и аппаратных средств, она активно внедряется в разных отраслях промышленности, в том числе и в космической. Так, например, NASA использует технологии VR для подготовки астронавтов в VirtualRealityLaboratory.

Бережков Антон Валентинович – инженер, anton.iki@mail.ru

Эльяшев Яков Дмитриевич – младший научный сотрудник, eluashev-jak@yandex.ru

OCULUS RIFT активно используется на МКС. В РКК «Энергия» в прошлом году открыт центр виртуальной реальности, который предназначен для проектирования космической техники.

1. ПРОЕКТ ЛУНА-ГЛОБ КАК СТАРТОВЫЙ ПРОЕКТ

После длительного перерыва Россия возобновляет исследование Луны при помощи автоматических космических аппаратов. В 2021 году планируется осуществить посадку аппарата Луна-25 (проект Луна-Глоб, рис. 2) на поверхность нашего спутника.

В состав многочисленного научного оборудования Луны-25 вошла служебная телевизионная система СТС-Л, разработанная сотрудниками 57 отдела Института космических исследований РАН. В ее задачи входит съемка процесса посадки КА, окружающего пространства на месте посадки и совместная работа с манипулятором.

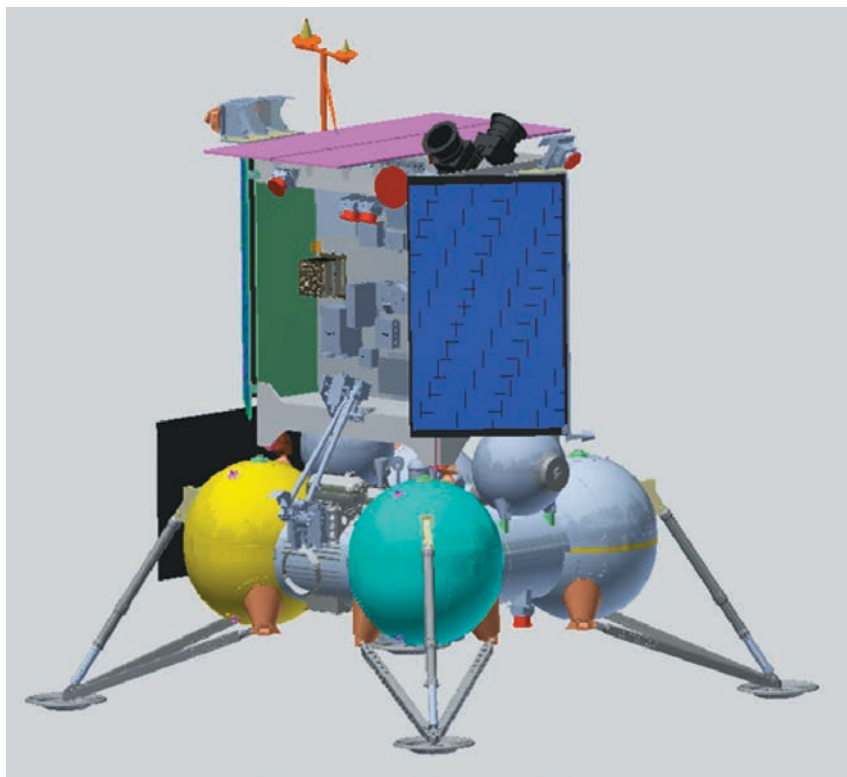


Рис. 2. Автоматическая межпланетная станция «Луна-Глоб»

В результате работы СТС-Л на Землю должен быть передан большой объем снимков. Из всего массива фотоданных следует выделить снимки панорамы места посадки. Именно их наиболее целесообразно использовать для эффектной презентации факта посадки на Луне.

2. ВЫБОР ТЕХНОЛОГИЧЕСКОЙ ПЛАТФОРМЫ

Для отображения научных данных в формате 3D и VR существует достаточное количество технологий. Во всех случаях для этого нам понадобится вычислительное устройство. Наиболее подходящими и распространенными являются ПЭВМ (или ноутбук) и смартфон. По производительности они могут сильно отличаться, порой в несколько десятков раз, поэтому следует ориентироваться на невысокую производительность вычислительной системы.

В качестве среды функционирования на целевых устройствах могут быть использованы различные операционные системы, это и Window, IOS, Linux, Android и др. Из-за архитектурных различий мы не сможем запускать одну и ту же программу в разных ОС. Выход здесь есть в использовании универсальной технологии, работающей на разных платформах. Таким решением может быть использование браузера с поддержкой WebGL и WebVR, который будет загружать страницу сайта, содержащую 3D сцену.

WebGL (Web-basedGraphicsLibrary) — программная библиотека для языка программирования JavaScript, позволяющая создавать на JavaScript интерактивную 3D-графику, функционирующую в широком спектре совместимых с ней веб-браузеров (WebGL – Википедия).

WebVR – экспериментальный JavaScript API, который обеспечивает поддержку устройств виртуальной реальности, таких как the HTC Vive, Oculus Rift, Google Cardboard или OSVR в веб браузерах (WebVR – Википедия).

Совместимость браузеров с этими технологиями можно посмотреть на странице (WebVR – support). Использование браузеров подразумевает, также использование Internet в качестве источника актуальной версии 3D сцены и обеспечивает доступ по всему миру, где есть выход в сеть.

Выбор программы для создания панорам

Особенностью исходных данных для нашей панорамы является использование кадров, снятых только с четырех ракурсов, т.е. по числу камер, которые установлены на КА. Поскольку камеры жестко закреплены, мы не можем менять их положение после посадки. В обычных же условиях для получения качественного панорамного снимка потребовалось бы шесть и более ракурсов.

В ряде апробированных нами программ наиболее успешно справилась с построением панорамы из четырех изображений программа PTGUI. Она поддерживает все широко известные форматы панорамных разверток. В ней также предусмотрена возможность ручного задания точек склейки изображений. В программе можно сохранить поле склейки и применять его для построения новых панорам. Таким образом, мы можем обеспечить высокую результативность обработки серии панорамных снимков для формирования сцены изменения освещения на поверхности в течение лунного дня.

Выбор программы для создания 3D сцен

Наиболее мощной платформой для создания интерактивных сцен в формате WebGL и поддержкой WebVR является Unity. В настоящий момент Unity предлагается бесплатно в полнофункциональной версии при отсутствии коммерческой выгоды от создаваемого программного проекта. Для решения задачи в рамках проекта Луна-Глоб данная платформа может показаться избыточной, но, если рассматривать в дальнейшем более широкое ее использование в других научных проектах, это позволит нам реализовать большой потенциал данной среды. Так, хотелось бы еще отметить, что Unity позволяет один и тот же проект компилировать под все распространенные операционные системы, включая мобильные ОС, ОС телевизоров и игровых приставок.

3. ПРОЦЕСС ФОРМИРОВАНИЯ ПАНОРАМЫ

Процесс начинается с выполнения разовой съемки панорамы или серии съемок в течение лунного дня. Следующим шагом будет передача отснятого материала по радиоканалу на Землю. Все полученные кадры поступают на рабочее место оператора СТС-Л, входящего в состав Наземного научного комплекса Луна-Глоб. Оператор при помощи программы PTGUI выполняет сшивку четырех кадров в единое панорамное изображение. Полученное изображение импортируется в проект 3D сцены, подготовленной в среде Unity 3D. Данный проект компилируется и размещается на WEB сервере посредством FTP. С этого момента пользователи сети Интернет могут воспроизвести на своих устройствах виртуальную сцену места посадки КА Луна-Глоб с реальным изображением окружающего пространства.

4. ДЕМОНСТРАЦИОННЫЕ ПРОЕКТЫ

Для размещения демонстрационных сайтов были зарегистрированы доменные имена moon-on-line.com и moon-on-line.net (оба припаркованы на общую корневую директорию). В качестве примера возможностей технологий WebGL и WebVR созданы три сцены:

- moon-on-line.com/iki_1 – поверхность Луны с моделью КА Луна-Глоб. Сцена рассчитана на стационарные компьютеры (рис. 3).
- moon-on-line.com/iki_2 – VR панорама с крыши ИКИ РАН снятая камерами СТС-Л. Сцена рассчитана на смартфоны и просмотр в гарнитуре типа ClipBoard (рис. 4).
- moon-on-line.com/iki_3 – сцена с моделью виртуального выставочного зала изделий производства 57 отдела ИКИ РАН. Сцена рассчитана на стационарные компьютеры (рис. 5).

Для просмотра демонстрационных сцен в используемых браузерах необходимо включить поддержку WebGL и WebVR.

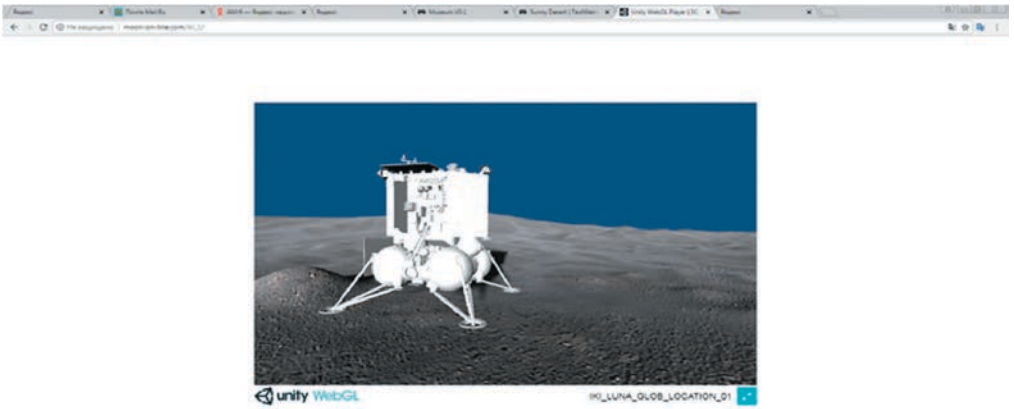


Рис. 3. Окно проекта moon-on-line.com/iki_1

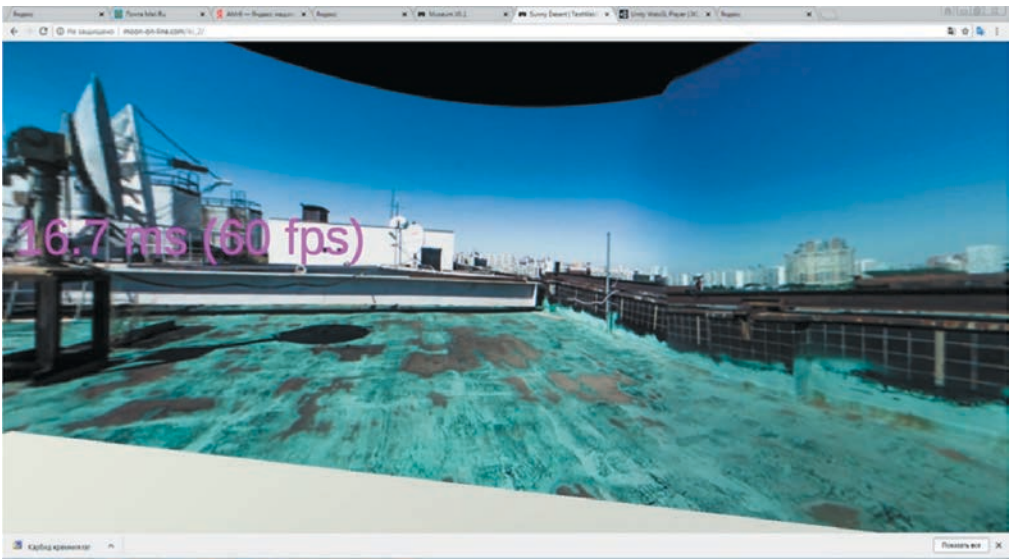


Рис. 4. Окно проекта moon-on-line.com/iki_2

5. БУДУЩИЕ МИССИИ

Полученный опыт целесообразно использовать для представления результатов миссии Экзомарс-2020. Съёмочная аппаратура, применяемая на посадочной платформе, аналогична СТС-Л на КА Луна-Глоб. Таким образом, можно использовать ранее созданную сцену для создания виртуальной панорамы поверхности Марса.

Еще один планируемый научный проект по исследованию Луны – Луна-Ресурс (орбитальный). В ходе работы КА предполагается получение 3D модели поверхности нашего спутника. В этом проекте с использованием средств Unity возможно создание интерактивной модели поверхности по аналогии с GoogleEarth.

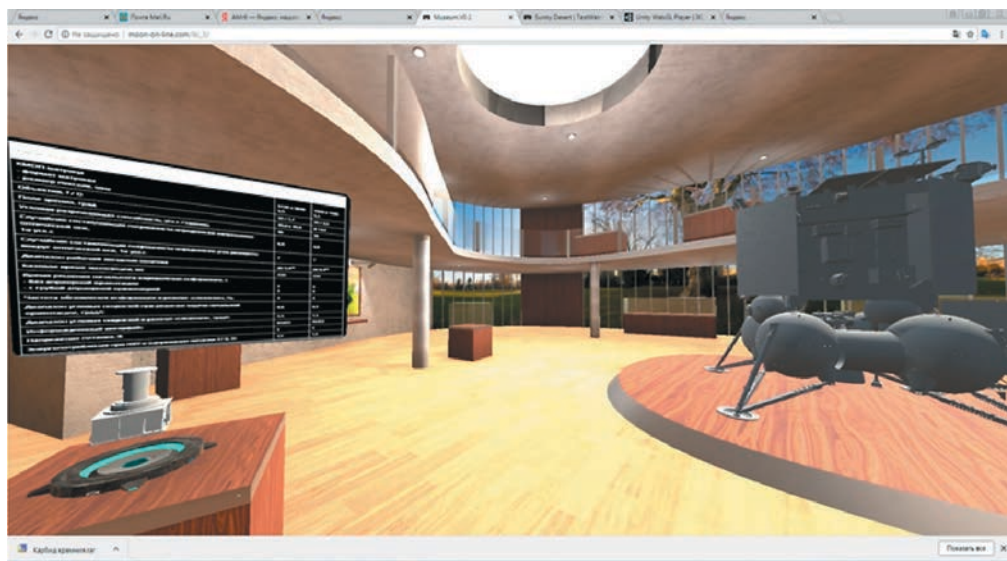


Рис. 5. Окно проекта moon-on-line.com/iki_3

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В ходе работ по внедрению современных способов визуализации выбрана оптимальная технология создания 3D сцены места посадки космического аппарата Луна-Глоб с возможностью использования эффекта присутствия при помощи средств виртуальной реальности.

Выработана методика публикации и обеспечения доступа к 3D сценам широкому кругу профессиональных и непрофессиональных пользователей посредством доступных программных и аппаратных средств и сети Internet.

Сформированы предложения по внедрению технологий 3D и VR для публикации результатов других научных проектов.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] URL: <https://ru.wikipedia.org/wiki/WebGL>
- [2] URL: <https://en.wikipedia.org/wiki/WebVR>
- [3] URL: <https://webvr.rocks/>

3D AND VR TECHNOLOGY AS A METHOD OF PRESENTING SCIENTIFIC DATA

A.V. Berezhkov, Ya.D. El'yashev

Space Research Institute of the Russian Academy of Sciences (IKI)

This paper proposes to introduce new ways of presenting scientific data use of modern means of three-dimensional technology (3D) and virtual reality (VR). Examples of the use of these technologies in the space industry are given. In the course of the experimental work, software and hardware were selected and a technique for the formation of a virtual scene of the landing site of the Luna-Glob spacecraft with the use of real images from the moon's surface was obtained. Proposals on the use of 3D and VR in other scientific projects have been formed.

Keywords: 3D, VR, virtual reality, panorama, Luna-Glob, ExoMars, Luna-Resurs, Earth remote sensing, Earth, Moon, Mars.

Berezhkov Anton Valentinovich – engineer, *anton.iki@mail.ru*

Elyashev Iakov Dmitrievich – junior researcher, *eluyashev-jak@yandex.ru*

издатель

ФГБУН Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН)
117997, г. Москва, ул. Профсоюзная, 84/32

заказ №

подписано в печать

019

формат 170×100/16

бумага офсетная, печать офсетная, объем 25 п.л.

тираж экз.