



ПЯТАЯ ВСЕРОССИЙСКАЯ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКАЯ КОНФЕРЕНЦИЯ

# **СОВРЕМЕННЫЕ ПРОБЛЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ И НАВИГАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

**СБОРНИК ТРУДОВ**  
5-8 СЕНТЯБРЯ 2016, РОССИЯ, ТАРУСА

под редакцией  
Г.А. Аванесова

СЕРИЯ **МЕХАНИКА, УПРАВЛЕНИЕ И ИНФОРМАТИКА**

МОСКВА  
2017

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

**PROCEEDINGS**

**Ed. G.A. Avanesov, Tarusa, Russia, September 5–8, 2016**

These are the Proceedings of the 5<sup>th</sup> 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 5–8, 2016. Experts from the space industry of Russia and the CIS states 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.

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

**СБОРНИК ТРУДОВ**

**Под ред. Г.А. Аванесова, Таруса, Россия, 5–8 сентября, 2016 г.**

Настоящий сборник содержит материалы 5-й Всероссийской научно-технической конференции «Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов», проведенной ИКИ РАН 5–8 сентября 2016 года. Участие в конференции приняли специалисты предприятий и организаций космической отрасли России и ближнего зарубежья, 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: Воронков С.В., Бессонов Р.В., Антоненко Е.А.  
редактор: Корниленко В.С.  
компьютерная верстка: Кораблева Е.О.  
дизайн обложки: Давыдов В.М., Захаров А.Н.

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 сайте ИКИ РАН <http://www.iki.rssi.ru/print.htm>.

©Федеральное государственное бюджетное учреждение науки  
Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН), 2017

## СОДЕРЖАНИЕ

<b>Аванесов Г.А., Бессонов Р.В., Квашин А.С., Шевелев В.Е.</b> ВОПРОСЫ КОНСТРУИРОВАНИЯ ОПТИЧЕСКОЙ ГОЛОВКИ И ИССЛЕДОВАНИЯ ТЕРМОУПРУГИХ ДЕФОРМАЦИЙ.....	5
<b>Аванесов Г.А., Бессонов Р.В., Куркина А.Н., Сметанин П.С.</b> ИССЛЕДОВАНИЕ АЛГОРИТМА КАЛИБРОВКИ ВНУТРЕННЕЙ СИСТЕМЫ КООРДИНАТ ПРИБОРА ЗВЕЗДНОЙ ОРИЕНТАЦИИ ПО НЕБУ.....	16
<b>Беличенко М.Л., Бессонов Р.В., Дементьев В.Ю., Завгородний Д.С.</b> ИССЛЕДОВАНИЕ ОШИБОК ОПРЕДЕЛЕНИЯ КООРДИНАТ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ ЦЕНТРОВ ИЗОБРАЖЕНИЙ ЗВЕЗД НА ФОТОПРИЕМНОЙ МАТРИЦЕ ПРИБОРА ЗВЕЗДНОЙ ОРИЕНТАЦИИ.....	31
<b>Строилов Н.А., Никитин А.В., Куркина А.Н., Бессонов Р.В.</b> СТЕНД ВЗАИМНОЙ КАЛИБРОВКИ. ОЦЕНКА ПОГРЕШНОСТЕЙ ИЗМЕРЕНИЙ МАТРИЦ ПЕРЕХОДА МЕЖДУ СИСТЕМАМИ КООРДИНАТ ЗВЕЗДНОГО ДАТЧИКА.....	40
<b>Бессонов Р.В., Брысин Н.Н., Полянский И.В., Воронков С.В., Белинская Е.В., Полищук Г.С., Трегуб В.П., Завгородний Д.С.</b> СТЕНДОВОЕ ОБОРУДОВАНИЕ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОПТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЗВЕЗДНЫХ ДАТЧИКОВ.....	51
<b>Федосеев В.И.</b> МЕТОДЫ ОЦЕНКИ ПАРАМЕТРОВ ПРИБОРОВ ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПО ЗВЕЗДАМ НА РАННИХ ЭТАПАХ ПРОЕКТИРОВАНИЯ.....	61
<b>Забиякин А.С., Цилюрик А.И.</b> АЛГОРИТМ ПЕРВИЧНОЙ КАЛИБРОВКИ ЗВЕЗДНОГО ДАТЧИКА В ПРОЦЕССЕ НАТУРНЫХ ИСПЫТАНИЙ.....	68
<b>Стекольников О.Ю., Бирюков А.В., Жуков А.О., Захаров А.И., Прохоров М.Е., Тучин М.С.</b> ПОДСИСТЕМА ГЕОМЕТРИЧЕСКОГО КОНТРОЛЯ ДЛЯ СИСТЕМ КОСМИЧЕСКОЙ ОРИЕНТАЦИИ С НЕСКОЛЬКИМИ ДАТЧИКАМИ.....	74
<b>Тучин М.С., Захаров А.И., Крусанова Н.Л., Миронов А.В., Мошкалев В.Г., Прохоров М.Е., Стекольников О.Ю.</b> СИСТЕМАТИЧЕСКИЕ ПОГРЕШНОСТИ ИМИТАТОРОВ ЗВЕЗДНОГО НЕБА НА ОСНОВЕ РАСТРОВЫХ ЭКРАНОВ.....	81
<b>Князев В.О., Куняев В.В., Федотов О.В., Фишкин И.Л., Бытейщиков А.П.</b> ПРОГРАММНО-АППАРАТНЫЙ МОДЕЛИРУЮЩИЙ КОМПЛЕКС ДЛЯ ОТРАБОТКИ АЛГОРИТМИЧЕСКОГО И ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЗВЕЗДНЫХ ПРИБОРОВ.....	92
<b>Иванов Д.С., Коптев М.Д., Прошунин Н.Н.</b> ИССЛЕДОВАНИЕ АЛГОРИТМА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ МАКЕТОВ МИКРОСПУТНИКОВ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКОМ СТОЛЕ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ОБРАБОТКИ ВИДЕОИЗОБРАЖЕНИЯ.....	95
<b>Эльяшев Я.Д., Брысин Н.Н., Бессонов Р.В., Прохорова С.А., Сметанин П.С., Форш А.А.</b> ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ АСТРОВИЗИРУЮЩИХ УСТРОЙСТВ (АВУ) НА ОСНОВЕ ШИРОКОФОРМАТНЫХ ПРИЕМНИКОВ ИЗОБРАЖЕНИЯ ТИПА ACTIVE-PIXEL SENSOR (APS).....	110
<b>Чубей М.С., Бахолдин А.В.</b> ПЛАТФОРМА И СИСТЕМА НАВЕДЕНИЯ В ПРОЕКТЕ ОРБИТАЛЬНОЙ ЗВЕЗДНОЙ СТЕРЕОСКОПИЧЕСКОЙ ОБСЕРВАТОРИИ.....	119
<b>Захаров А.И., Абубекеров М.К., Бирюков А.В., Жуков А.О., Прохоров М.Е., Руппель Д.А., Стекольников О.Ю., Тучин М.С.</b> КОСМИЧЕСКИЙ ЭКСПЕРИМЕНТ «КАЧКА».....	125

<b>Фатеев А.В., Тентилов Ю.А., Хохлов А.И., Якимов Е.Н.</b> ОРИЕНТАЦИЯ НАВИГАЦИОННОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА СИСТЕМЫ ГЛОНАСС ПРИ ПРОХОЖДЕНИИ ОСОБЫХ УЧАСТКОВ ОРБИТЫ .....	130
<b>Хохлов А.И., Тентилов Ю.А., Фатеев А.В., Якимов Е.Н.</b> ОРИЕНТАЦИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА В РЕЖИМЕ ПРОВЕДЕНИЯ КОРРЕКЦИИ ОРБИТЫ .....	140
<b>Жуков А.О., Захаров А.И., Прохоров М.Е., Гедзюн В.С., Гладышев А.И., Шахов Н.И., Амосов И.С., Калинин Т.В., Харламов Ю.Г.</b> ЗВЕЗДНЫЕ КАТАЛОГИ ДЛЯ ПРИКЛАДНЫХ ЗАДАЧ .....	147
<b>Кобелева А.А., Эльяшев Я.Д., Бессонов Р.В., Куделин М.И., Аванесов Г.А.</b> РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ ФОТОСЕНСОРОВ CMV20000 НА СТОЙКОСТЬ К ВОЗДЕЙСТВИЮ ИОНИЗИРУЮЩИХ ИЗЛУЧЕНИЙ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА .....	154
<b>Акулова Е.А., Сомов О.А., Литвинова И.О., Тимохин А.В., Щекин А.М.</b> РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЙ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ОБРАЗЦА ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО МОДУЛЯ «МАСКА-2» .....	163
<b>Латынцев С.В., Абдульминов И.Б., Титов Г.П., Овчинников А.В., Якимов Е.Н., Коркишко Ю.Н., Федоров В.А., Прилуцкий В.Е., Пономарев В.Г., Морев И.В., Обухович Д.В., Кострицкий С.М., Зуев А.И., Варнаков В.К., Белащенко А.В.</b> РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ ВОЛОКОННО-ОПТИЧЕСКОГО БЛОКА ИЗМЕРЕНИЯ УГЛОВОЙ СКОРОСТИ НА КОСМИЧЕСКОМ АППАРАТЕ .....	174
<b>Жуков Б.С., И.В. Полянский, С.Б. Жуков</b> АВТОНОМНАЯ ОПТИЧЕСКАЯ НАВИГАЦИЯ НА ОКОЛОЛУННЫХ ОРБИТАХ И ПРИ ПОСАДКЕ НА ЛУНУ С ПОМОЩЬЮ СВЕРХШИРОКОУГОЛЬНОЙ КАМЕРЫ .....	188
<b>Гришин В.А., Кондратьева Т.В.</b> ТОЧНОСТЬ И НАДЕЖНОСТЬ ОПТИЧЕСКОЙ НАВИГАЦИИ, ФОРМИРОВАНИЕ ТЕСТОВОЙ БАЗЫ ИЗОБРАЖЕНИЙ БЕРЕГОВЫХ ЛИНИЙ .....	197
<b>Румянцев Г.Н., Ляшенко А.В., Игнатьев А.А., Проскураков Г.М., Поздняков М.В.</b> РАЗРАБОТКА ОТКАЗОУСТОЙЧИВОЙ СИСТЕМЫ АВТОНОМНОЙ ОРИЕНТАЦИИ И НАВИГАЦИИ, КОМБИНИРОВАННОЙ С МАГНИТНО-ИНЕРЦИАЛЬНЫМ МОДУЛЕМ .....	205
<b>Кондратьева Т.В., Жуков Б.С., Пермитина Л.И., Полянский И.В.</b> РЕЗУЛЬТАТЫ СОПОСТАВЛЕНИЯ КОЭФФИЦИЕНТОВ СПЕКТРАЛЬНОЙ ЯРКОСТИ ПРИРОДНЫХ ОБЪЕКТОВ ПО ДАННЫМ КОМПЛЕКСА МНОГОЗОНАЛЬНОЙ СПУТНИКОВОЙ СЪЕМКИ КМСС-М КА «МЕТЕОР-М» №2 И MODIS КА TERRA ЗА ПЕРИОД АПРЕЛЬ-МАЙ 2016 ГОДА .....	216

# ВОПРОСЫ КОНСТРУИРОВАНИЯ ОПТИЧЕСКОЙ ГОЛОВКИ И ИССЛЕДОВАНИЯ ТЕРМОУПРУГИХ ДЕФОРМАЦИЙ

*Г.А. Аванесов, Р.В. Бессонов, А.С. Квашинин, В.Е. Шевелев*

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

Работа посвящена конструктивным особенностям прибора звездной ориентации. Описываются тепловая модель прибора и тепловые режимы работы. Исследуются термоупругие деформации. Приводится комплекс мер для уменьшения ошибки прибора звездной ориентации, вызванной термоупругими деформациями.

*Ключевые слова:* прибор звездной ориентации, оптическая головка, тепловая модель, термоупругие деформации, тепловой режим работы, тепловая развязка, терморегулирование объектива.

## ВВЕДЕНИЕ

Приборы звездного ориентирования в силу специфики своей работы в экстремальных тепловых режимах подвержены термоупругим деформациям. Заявленная точность приборов зависит от возможности исключить или свести к минимуму ошибку, вызванную данным рода деформациями. Прибор звездной ориентации может быть выполнен в виде:

- моноблока;
- оптической головки и блока обработки данных.

Для высокоточных приборов предпочтительнее второе исполнение, так как исключается теплоприток от модуля процессора и вторичного источника питания, влияющий на деформацию оптической системы, состоящей из объектива и матрицы.

## КОНСТРУКТИВНЫЕ ОСОБЕННОСТИ ОПТИЧЕСКОЙ ГОЛОВКИ

Одним из основных элементов оптической головки является объектив. На выбор материала корпуса и оправ линз влияет коэффициент температурного линейного расширения (КТЛР) материала. С целью исключения деформаций КТЛР корпуса и оправ должен быть схож с таковым у стекла. Для оптической системы, состоящей из объектива и матрицы, необходимо применять тот же принцип выбора материала. Таким образом, переходник и корпус, в который помещается матрица, выполнены из титанового сплава ВТ1-0. Для улучшения теплоотвода система устанавливается в алюминиевый корпус, в котором также помещается плата с электронными компонентами.

В оптической головке приняты следующие системы координат (рис. 1):

- внутренняя система координат (ВСК), связанная с КМОП-матрицей и объективом и реализующая измерительную систему координат прибора;
- приборная система координат (ПСК) — реализована посадочным местом прибора, состоящим из посадочной плоскости, классного отверстия и классного паза корпуса оптической головки;
- система координат оптического кубика (СКОК).

---

**Аванесов** Генрих Аронович — главный научный сотрудник, д.т.н., профессор, genrikhavanosov@yandex.ru

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

**Квашинин** Алексей Сергеевич — инженер, a-kvashnin@yandex.ru

**Шевелев** Владимир Евгеньевич — конструктор, aquaservice.ru@gmail.com

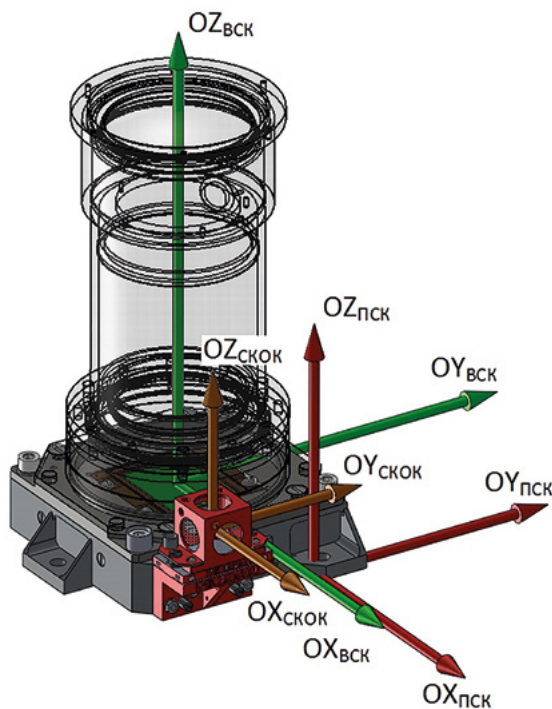


Рис. 1. Системы координат оптической головки

Термоупругие деформации влияют на взаимосвязь принятых осей координат.

## 1. ЭТАПЫ ТЕПЛООВОГО РАСЧЕТА ОПТИЧЕСКОЙ ГОЛОВКИ

### 1.1. ЗАДАНИЕ ИСХОДНЫХ ДАННЫХ

Исходными данными для теплового расчета оптической головки являются энергопотребление прибора, тепловыделение матрицы, приведенные ниже, а также расположение прибора на космическом аппарате (КА):

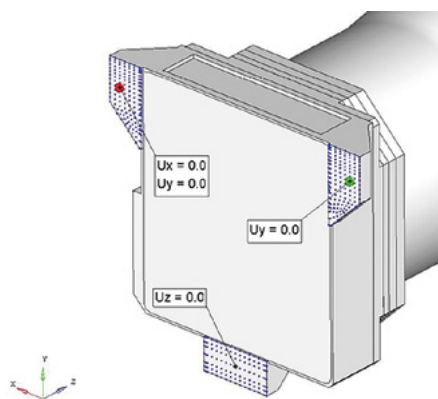
- энергопотребление прибора 3,7 Вт;
- тепловыделение матрицы порядка 1,2 Вт.

Прибор устанавливается под экранно-вакуумной теплоизоляцией (ЭВТИ). Поверхности прибора, расположенные в открытом космическом пространстве, излучают тепло в космос. Снаружи и изнутри бленда покрыта эмалями с разными коэффициентами поглощения солнечного излучения. Между поверхностями происходит теплообмен излучением.

### 1.2. ЗАДАНИЕ ГРАНИЧНЫХ УСЛОВИЙ

Для расчета напряженно деформированного состояния (НДС) задаются следующие ограничения (рис. 2):

- от перемещений по осям  $X$ ,  $Y$ ,  $Z$  - имитация классного отверстия;
- от перемещений по осям  $Y$ ,  $Z$  - имитация классного паза;
- ограничение по оси  $Z$  - имитация посадочной плоскости.

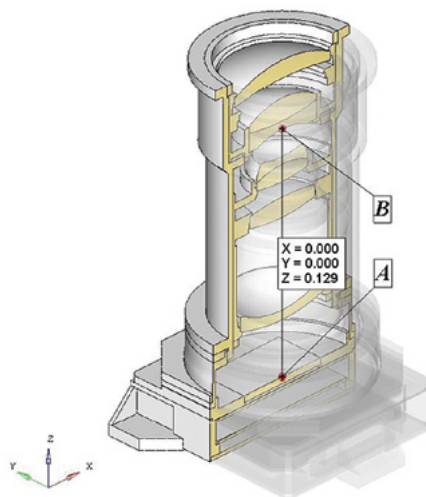


**Рис. 2.** Закрепления оптической головки

### 1.3. ВЫБОР КОНТРОЛЬНЫХ ТОЧЕК

Для анализа результатов расчета выбираются две контрольные точки прибора:

- в центре матрицы (точка А, рис. 3);
- в точке, наиболее приближенной к центру проецирования (задней узловой точке), расположенной на оптической оси (точка В, см. рис. 3).



**Рис. 3.** Контрольные точки для оценки термоупругой ошибки оптической головки, м

Погрешность положения оси, образованной двумя этими точками относительно приборной системы координат, реализуемой посадочным местом прибора, является термоупругой ошибкой прибора.

### 1.4. ВЫБОР РАСЧЕТНЫХ ТЕПЛОВЫХ РЕЖИМОВ

Для расчета предельных характеристик по диапазону температур и напряжений выбираются два режима. Температура посадочной плоскости прибора варьируется в диапазоне от  $-30$  до  $+45^{\circ}\text{C}$ :

- 1) наиболее «холодный» режим: прибор выключен, бленда не освещена солнцем, температура посадочного места  $-30^{\circ}\text{C}$ ;
- 2) наиболее «горячий» режим: прибор включен, бленда освещена солнцем под углом  $35^{\circ}$  к оси прибора, температура посадочного места  $+45^{\circ}\text{C}$ .

Для расчета термоупругой ошибки задаются шесть тепловых режимов работы прибора. Температура посадочной плоскости прибора варьируется в диапазоне от  $0$  до  $+25^{\circ}\text{C}$  (диапазон принят для высокоточных измерений). Помимо температуры варьируется освещенность бленды прибора солнечным светом. Для получения распределений температур по конструкции оптической головки используется метод разделения 3D-модели конструкции на конечные элементы (рис. 4). Разные материалы выделены соответствующими цветами. При моделировании также учитываются различные покрытия бленды.

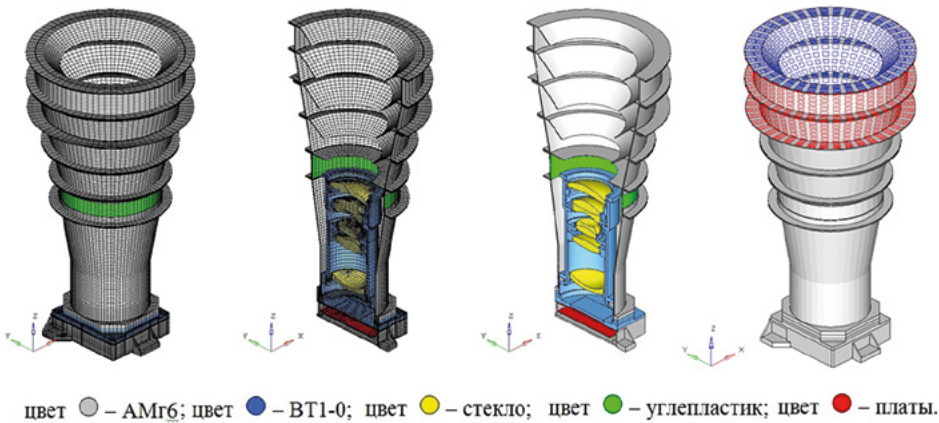


Рис. 4. Конечно-элементная модель и имитация покрытия бленды

## 2. РАСЧЕТ ПРЕДЕЛЬНЫХ РЕЖИМОВ РАБОТЫ ПРИБОРА

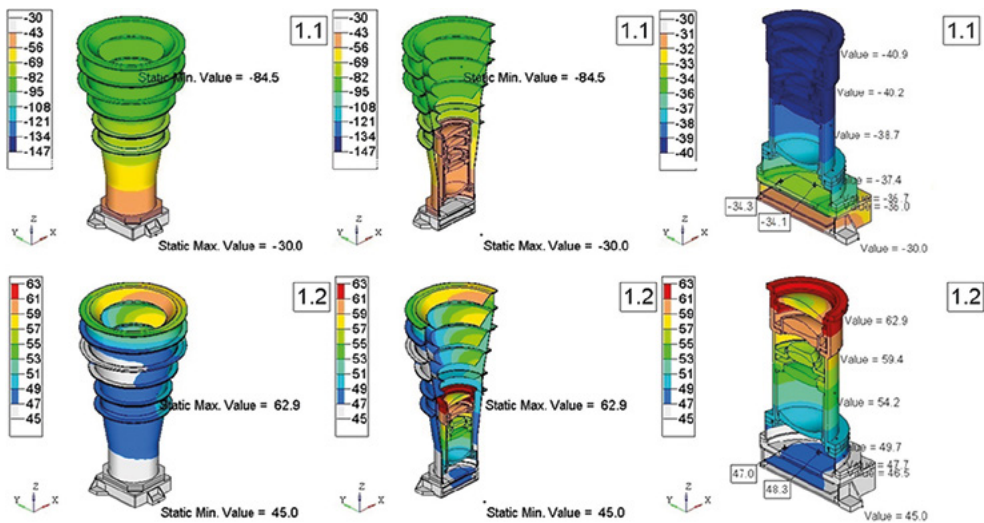


Рис. 5. Эпюры температур для предельных режимов работы,  $^{\circ}\text{C}$



Из произведенного расчета для двух предельных режимов работы (рис. 5,6,7), при допущении, что бленда изготовлена из сплава АМг6, получен диапазон температур на бленде от  $-85$  до  $+60^{\circ}\text{C}$ . Объектив излучает тепло в холодный космос и фланец объектива охлаждается до  $-40^{\circ}\text{C}$ . Максимальное значение на плате оптической головки  $+53^{\circ}\text{C}$  при максимально допустимой температуре  $+70^{\circ}\text{C}$ .

### 3. РАСЧЕТ ТЕРМОУПРУГОЙ ОШИБКИ

На рис.6 приведено поле распределения температур для каждого из выбранных режимов расчета термоупругой ошибки. Диапазон температур на бленде от  $-60$  до  $+50^{\circ}\text{C}$ . Также приведен меняющийся градиент температур на объективе. Перепад температур бленды в зависимости от освещения бленды солнцем с изменением температуры посадочной плоскости практически не меняется.

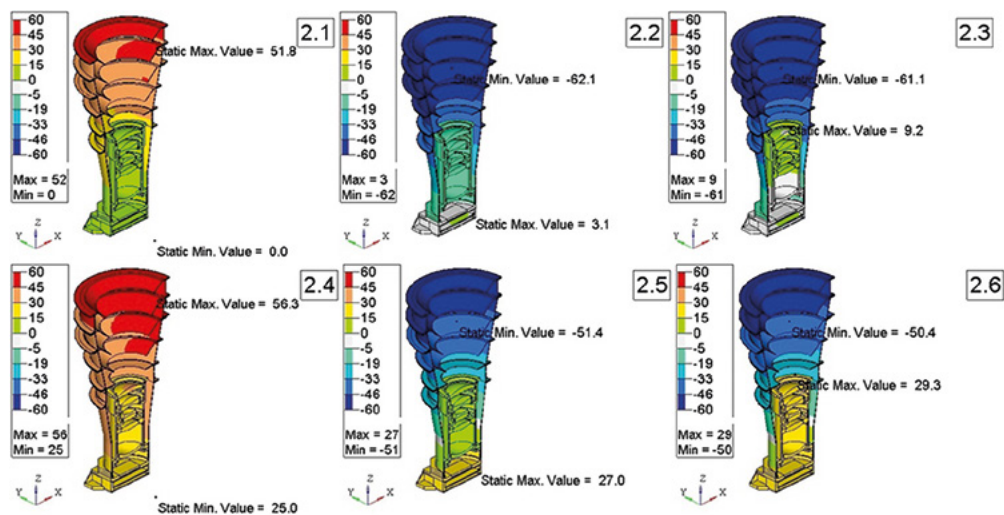


Рис. 6. Эпюры температур для режимов работы, обеспечивающих точностные характеристики,  $^{\circ}\text{C}$

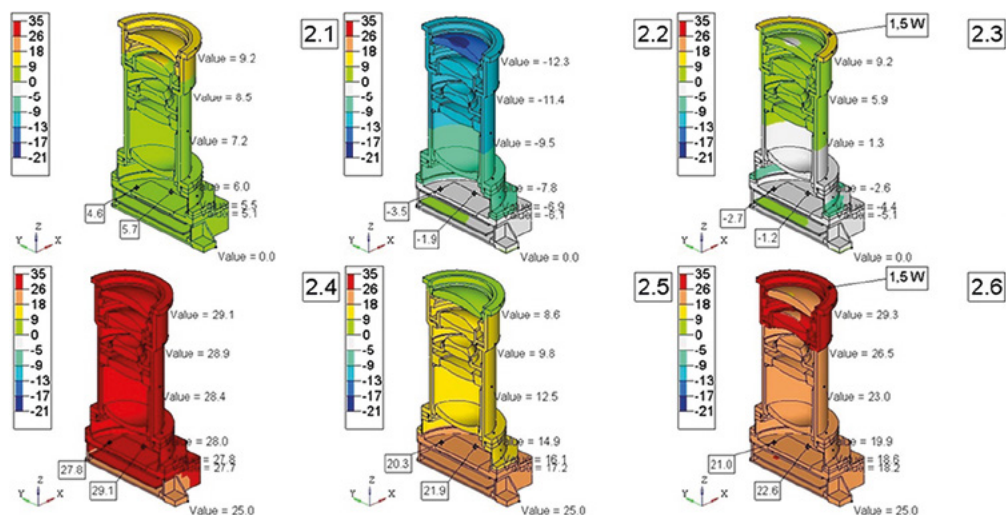


Рис. 7. Эпюры температур для режимов работы, обеспечивающих точностные характеристики (подробнее рассмотрен объектив с матрицей),  $^{\circ}\text{C}$

Для выравнивания перепада температур на объективе введен подогрев его фланца мощностью 1,5 Вт (рис.7), при этом объектив считается закрытым ЭВТИ. Полное исключение градиента температуры на объективе при этом не достигнуто.

Получен результат для переходов прибора из одного режима работы в другой. При освещении бленды солнцем поворот оси Z составляет порядка 0,78 угл.с, при подогреве торца объектива снижается на 0,1 угл.с. При изменении температуры посадочной плоскости на 1°С ось Z внутренней системы координат прибора поворачивается на 0,5 угл.с (рис. 8).

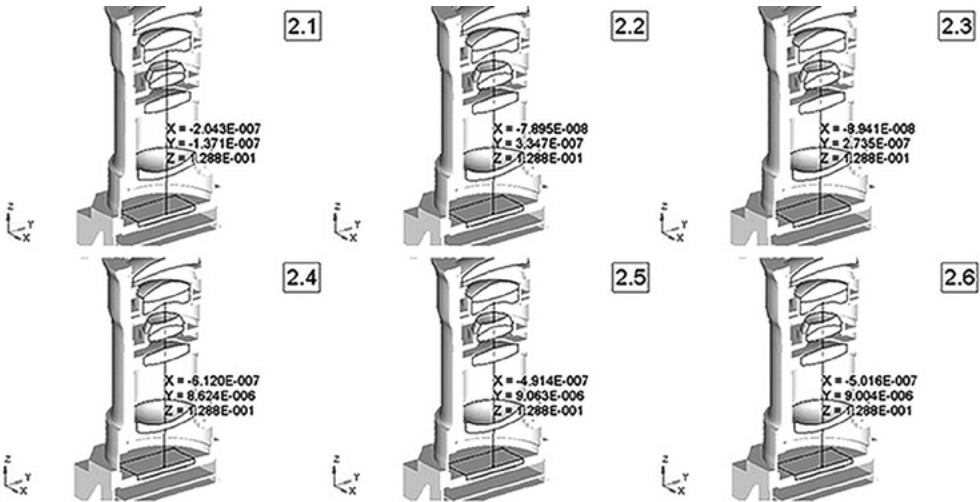


Рис. 8. Относительные перемещения контрольных точек прибора, м

#### 4. ИСКЛЮЧЕНИЕ ВЛИЯНИЯ БЛЕНДЫ НА ОПТИЧЕСКУЮ СИСТЕМУ

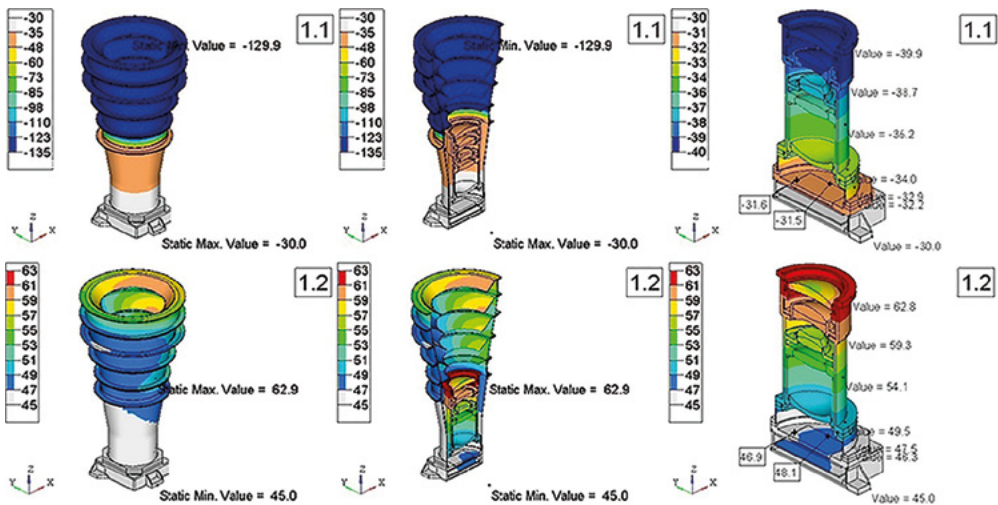


Рис. 9. Эпюры температур для предельных режимов работы с углепластиковой вставкой, °С

Проведен расчет термоупругой ошибки при минимизации влияния бленды на оптическую систему прибора, что достигнуто применением в бленде вставки из материала с минимальным коэффициентом теплопроводности. В качестве примера подобного

материала был выбран углепластик. При рассмотрении предельных режимов работы было обнаружено, что максимальная температура бленды практически не изменилась, но при этом ее минимальная температура понизилась в 1,5 раза (рис. 9). На 3 градуса также изменилась температура на матрице в холодном режиме. Из этого следует, что бленда стала меньше воздействовать на оптическую головку. При этом распределение температур по плате прибора и их значения не изменились.

## 5. РАСЧЕТ ОТНОСИТЕЛЬНЫХ ПЕРЕМЕЩЕНИЙ КОНТРОЛЬНЫХ ТОЧЕК И УГЛА ПОВОРОТА ОСИ ВНУТРЕННЕЙ СИСТЕМЫ КООРДИНАТ

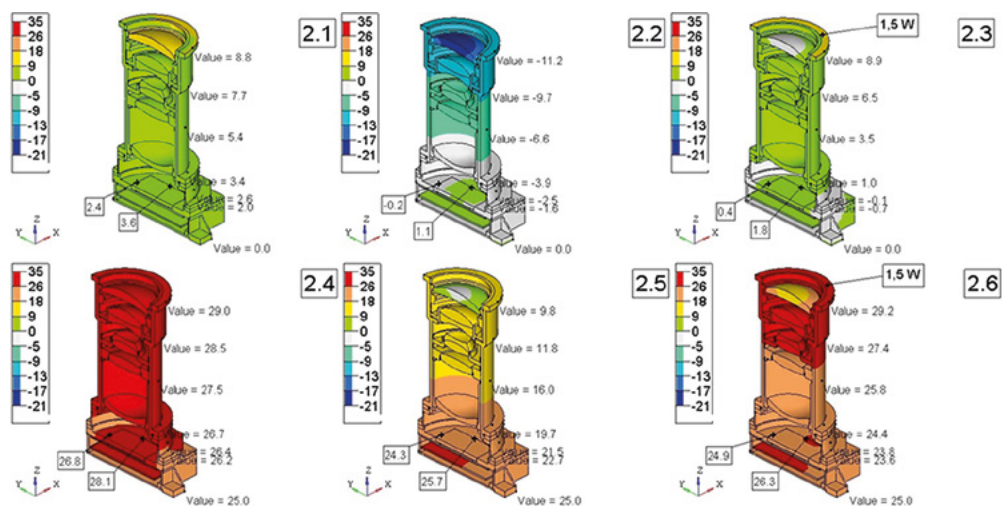


Рис. 10. Эпюры температур на объективе для режимов работы, обеспечивающих точностные характеристики, с углепластиковой вставкой в бленде, °C

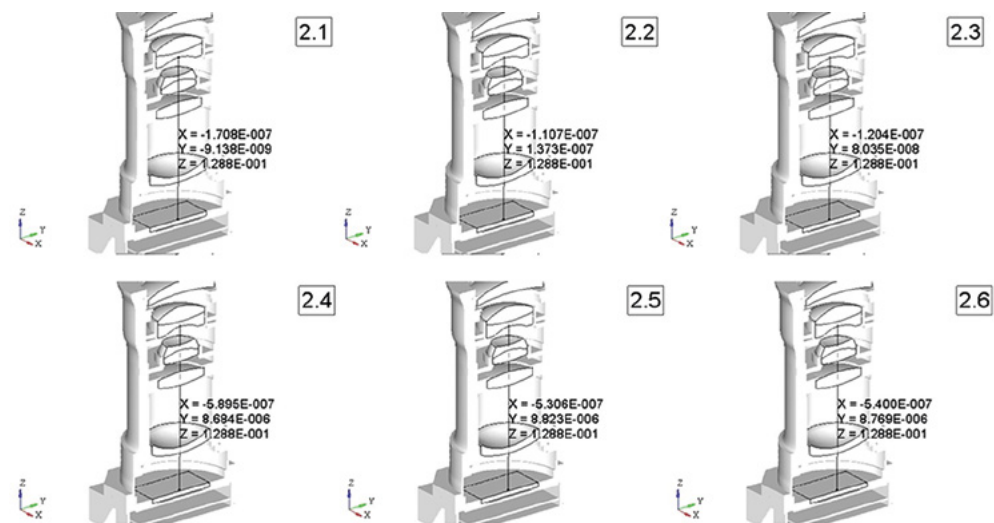


Рис. 11. Относительные перемещения контрольных точек прибора, м

При подогреве фланца объектива результат стал в 4 раза лучше в случае исключения влияния бленды на оптическую систему. Без подогрева фланца объектива и без влияния бленды получены результаты в 3 раза лучше, чем приведенные выше.

Относительное перемещение оси ВСК между режимами (с подогревом фланца объектива) 0,16 угл.с. При изменении температуры посадочной плоскости на 1°С сохранился поворот оси Z ВСК прибора на 0,5 угл.с (рис. 10, 11).

Термоупругие деформации при влиянии различных факторов на оптическую систему (рис. 12):

- 1) влияние космоса на оптическую систему;
- 2) влияние изменения температуры посадочного места и космоса на оптическую систему;
- 3) влияние космоса и подогрева фланца объектива на оптическую систему;
- 4) влияние изменения температуры посадочной плоскости, космоса и подогрева фланца объектива на оптическую систему.

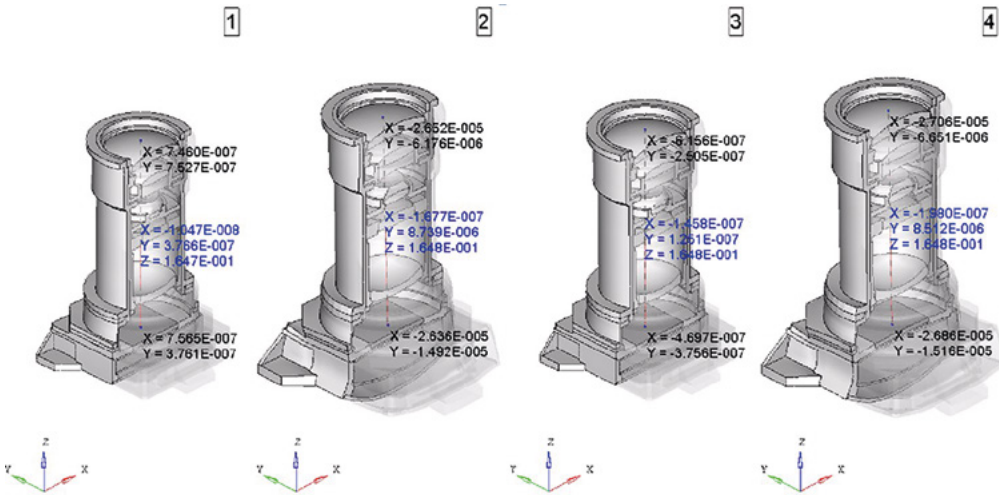


Рис. 12. Деформации оптической головки при влиянии различных факторов, м

## 6. ВЛИЯНИЕ ПЕРЕПАДА ТЕМПЕРАТУР НА БЛЕНДЕ

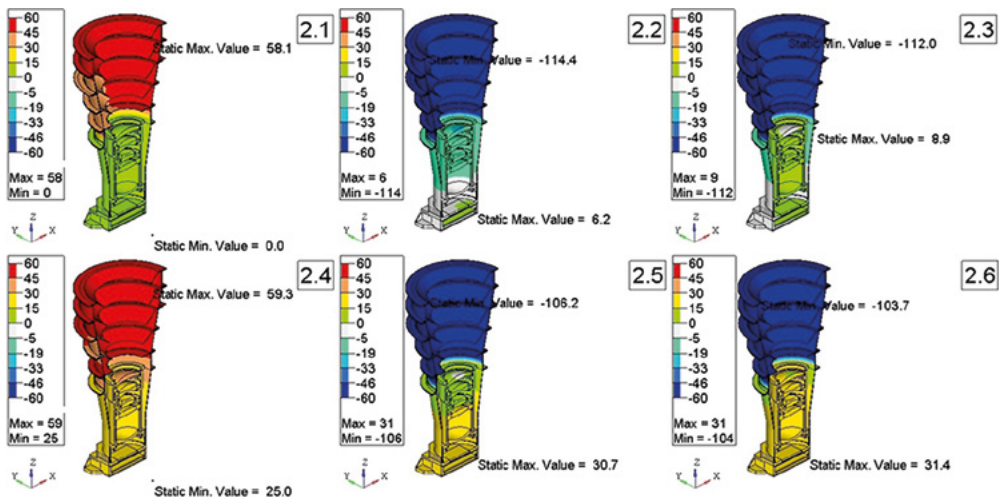


Рис. 13. Эпюры температур для режимов работы, обеспечивающих точностные характеристики, с углепластиковой вставкой в бленде, °С

Для режимов работы прибора звездного ориентирования (с углепластиковой вставкой в бленде), обеспечивающих точностные характеристики, также имеется большой перепад температур на бленде, неприемлемый при длительной эксплуатации прибора (рис. 13). Перепад температур бленды в зависимости от освещенности солнцем с изменением температуры посадочной плоскости практически не меняется.

Также расчетами выявлено следующее: в бленде, собранной из материалов с различными коэффициентами температурного линейного расширения, в местах перехода с одного материала на другой возникают нежелательно большие напряжения (рис. 14).

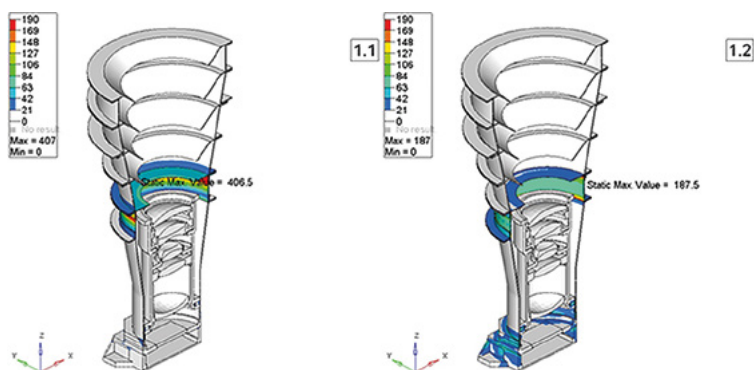


Рис. 14. Эпюры напряжений при предельных режимах работы, МПа

## 7. КОМПЛЕКС МЕР, УМЕНЬШАЮЩИХ ТЕРМОУПРУГУЮ ОШИБКУ ПРИБОРА



Рис. 15. Оптическая головка с тепловой развязкой бленды, выполненной с помощью углепластиковых труб

Для уменьшения термоупругой ошибки прибора звездного ориентирования в его конструкцию необходимо внести следующие конструктивные изменения:

1) Необходима тепловая развязка бленды, которая может быть выполнена двумя способами.

Первый способ осуществлен развязкой бленды, которая выполнена тонкостенными титановыми или углепластиковыми трубами, и введением в бленду нагревательного элемента (рис. 15). Нагревательный элемент введен для обеспечения приемлемого диапазона температур покрытий и материалов.

Второй способ - применение углепластикового кольца и ввод гибкого теплопровода до термостабилизированной платформы (рис. 16). Ввод теплопровода необходим для уменьшения напряжений в конструкции, возникающих в местах заделки углепластикового кольца, а также обеспечения приемлемого диапазона температур покрытий и материалов.



**Рис. 16.** Оптическая головка с тепловой развязкой бленды, выполненной с помощью углепластикового кольца и вводом гибкого теплопровода

2) Необходимо ввести систему терморегулирования объектива.

Кроме того, со стороны космического аппарата необходимо обеспечить минимальные колебания температур посадочной плоскости прибора для уменьшения ошибки, вызванной термоупругими колебаниями оси  $Z_{вск}$ .

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

По результатам моделирования тепловых режимов работы прибора и исследования термоупругих деформаций для уменьшения ошибки, вызванной термоупругими колебаниями оси  $Z_{вск}$ , выявлена необходимость разделения тепловых потоков с бленды прибора и корпуса прибора, в котором установлена матрица. Также выявлена необходимость обеспечения минимального колебания температур посадочной плоскости прибора.

## OPTICAL HEAD DEVELOPMENT AND THERMOELASTIC DEFORMATIONS RESEARCH ASPECTS

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

Space Research Institute of Russian Academy of Sciences, Moscow, Russia

The article devoted to the design features of the star tracker. The thermal model of the star tracker and the thermal modes of operation are described. Thermoelastic deformations are investigated. A set of measures is presented to reduce the star tracker error caused by thermoelastic deformations.

*Keywords:* star tracker, optical head, thermal model, thermoelastic deformations, thermal operation mode, thermal isolation, thermal control of the objective.

---

**Avanesov** Genrikh Aronovich – chief researcher, doctor of technical sciences, professor, genrikhavesov@yandex.ru

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

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

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

# ИССЛЕДОВАНИЕ АЛГОРИТМА КАЛИБРОВКИ ВНУТРЕННЕЙ СИСТЕМЫ КООРДИНАТ ПРИБОРА ЗВЕЗДНОЙ ОРИЕНТАЦИИ ПО НЕБУ

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

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

Работа посвящена экспериментальному исследованию метода калибровки внутренней системы координат (ВСК) звёздного датчика ориентации высокой точности по реальным астрономическим объектам небесной сферы. В экспериментах используется оптическая головка ОГ-ВТ на базе объектива ОЗК-125/4 и КМОП-матрицы CMV20000, а также полученные с её помощью материалы съемки звёзд небесной сферы. Рассматривается алгоритм калибровки ВСК звёздных датчиков (ЗД). Дается оценка результирующей точности калибровочных параметров ОГ-ВТ и получаемых с ее помощью параметров ориентации ЗД. Приводится сравнение расчетных и экспериментальных результатов калибровки. Высокая точность знания взаимных угловых положений звёзд небесной сферы создает неоспоримые преимущества рассматриваемому методу калибровки ВСК перед другими методами, использующими наземное оптическое оборудование.

*Ключевые слова:* геометрическая калибровка, дисторсия, параметры ориентации, звёздный датчик, фокусное расстояние, главная точка, спектральный класс звезды, температура, оценка точности.

## 1. ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ

Геометрическая калибровка оптически связанной пары объективов – матричный приемник излучения выполняется с целью установления однозначного, с заданной точностью, соответствия положения координат наблюдаемых звёзд на самой матрице в линейной мере и на небесной сфере в угловой мере. Соотношение между угловой и линейной мерами устанавливается через фокусное расстояние объектива, а также с учётом геометрических искажений, вызванных оптикой, матрицей и конечной точностью сборки устройства.

Выполнить геометрическую калибровку звёздного датчика - это значит найти оптимальные для данного прибора координаты главной точки и фокусного расстояния, исправить геометрию изображения, в том числе с учетом хроматизма, проверить сохранность калибровочных параметров в диапазоне температур.

Координатные оси ВСК прибора реализуются строками и столбцами фоточувствительной матрицы (оси  $O_x$  и  $O_y$ ) и перпендикуляром (параллельным оси  $O_z$ ), опущенным из узловой точки объектива на плоскость матрицы. Точку пересечения этого перпендикуляра с плоскостью фоточувствительной матрицы называют главной точкой (рис.1), а её координаты  $x_0$ ,  $y_0$  являются калибровочными параметрами ВСК. Кроме того, к калибровочным параметрам ВСК относится фокусное расстояние ОС (оптической системы), обозначаемое на рисунке  $f$ . В реальной ОС связь координат центров яркости звёзд на фотоприемнике с направлениями на них не подчиняется идеальным соотношениям модели центральной проекции. Для учёта малых отклонений реальной модели от идеальной вводится понятие обобщенной дисторсии. Обобщенную дисторсию можно представить в виде гладких функций  $Dx(x, y)$  и  $Dy(x, y)$ , а уравнения, описывающие связь между координатами центров яркости изображений звёзд  $(x, y)$  на плоскости фотоприемника и направлениями на звёзды  $(\alpha, \beta)$ , в виде:

**Аванесов** Генрих Аронович – главный научный сотрудник, д.т.н., профессор,  
genrikhavanosov@yandex.ru

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

**Куркина** Анна Николаевна - младший научный сотрудник, kurkina@mail.ru

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



$$\begin{aligned} x - x_0 + Dx(x, y) &= f \cdot \operatorname{tg}(\alpha) \\ y - y_0 + Dy(x, y) &= f \cdot \operatorname{tg}(\beta) \end{aligned} \quad (1)$$

Калибровка ВСК ОС в данном случае сводится к поиску фокусного расстояния  $f$ , координат главной точки  $x_0, y_0$  и функций обобщенной дисторсии  $Dx(x, y), Dy(x, y)$ .

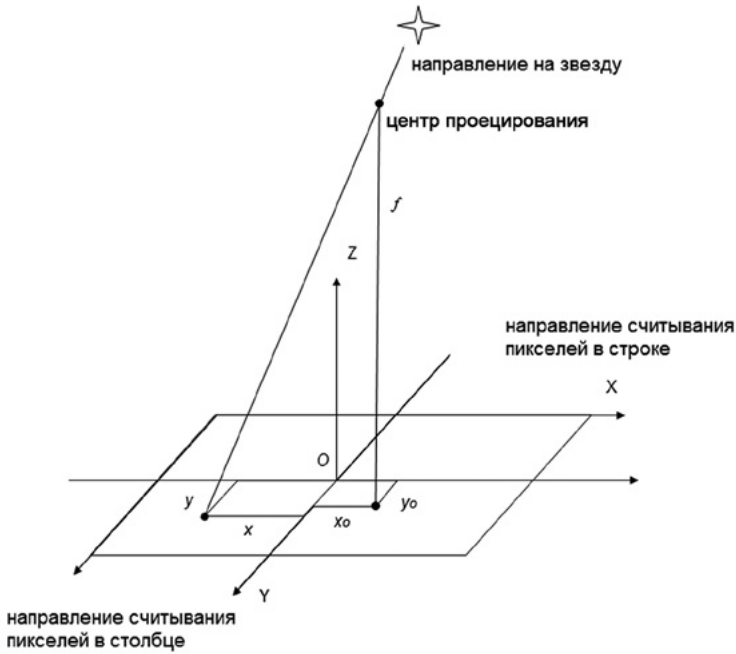


Рис. 1. Внутренняя система координат прибора ОГ-ВТ

Сложность геометрической калибровки связана с высокими требованиями по точности её выполнения. В нашем случае геометрическая калибровка выполняется с целью обеспечения точности визирования положения центров изображений звёзд на матрице с точностью порядка 0,2 мкм. С учетом параметров используемого объектива это соответствует точности измерения положения звёзд на небесной сфере порядка 0,3 угл.с. При этом точность знания положения звёзд на небесной сфере, определяемая используемым в работе астрономическим каталогом Hipparcos, составляет величину порядка 0,001 угл.с. Именно большой запас по точности звездного каталога и делает калибровку по звёздам предпочтительной по сравнению с другими вариантами.

Метод геометрической калибровки по звёздам, в основном, использует набор стандартных для звёздных датчиков процедур: съёмку небесной сферы с заданными параметрами, локализацию звёзд, измерение координат звёзд на матрице, отождествление конфигурации наблюдаемых звёзд с каталогом (распознавание звезд), уравнивание сети наблюдаемых звёзд с их каталожным аналогом методом наименьших квадратов (МНК) и вычисление параметров ориентации. Использование этих процедур позволяет вычислять калибровочные параметры, а также уточнять значения фокусного расстояния и положения главной точки.

Для исследования и отработки метода геометрической калибровки была выполнена съёмка участка небесной сферы с помощью ОГ-ВТ. Наилучшие результаты калибровки достигаются в случае, когда изображения звёзд равномерно покрывают всю поверхность матрицы. В связи с этим для оценки плотности заполнения введём понятие "коэффициента заполнения".

Для качественной калибровки необходимо минимум 400 равномерно расположенных на кадре точек (проверено экспериментально). Разделим поле матрицы прибора ОГ-ВТ 125/20000 с форматом 5120x3840 пикселей на 400 одинаковых прямоугольников (~ 256 x192 пикселя каждый). Будем считать, что при попадании одной или более распознанных звёзд в один из прямоугольников у нас есть точка для расчета дисторсии. Максимально необходимое количество таких «успехов» соответственно – 400. В таком случае коэффициент заполнения поля зрения имеет вид:

$$Kf = \frac{N_s}{N_f}, \quad (2)$$

где  $N_s$  - число прямоугольников поля зрения, в которые попали одна или более распознанных звёзд,  $N_f$  - максимальное число прямоугольников поля зрения.

На рис. 2,3 приведены примеры заполнения поля матрицы.

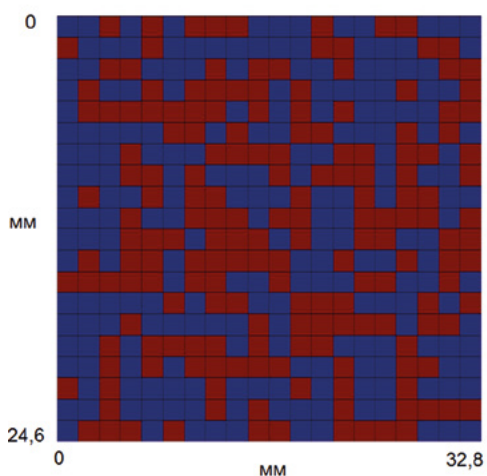


Рис. 2. 1 кадр, 300 звёзд в обработке,  $Kf=0,46$

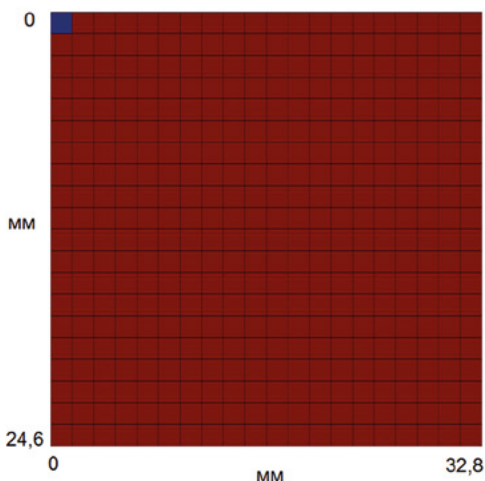


Рис. 3. 30 кадров, 9000 звёзд в обработке,  $Kf=0,99$

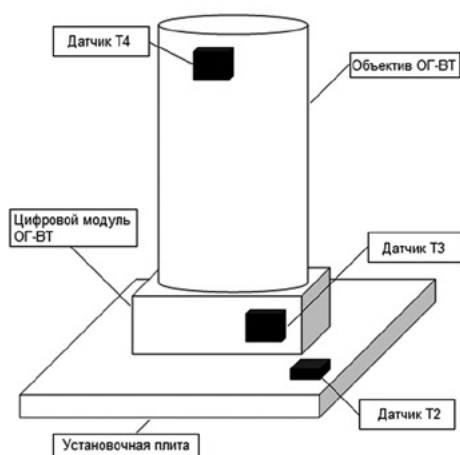
Для обеспечения высокого коэффициента заполнения оптическая головка ОГ-ВТ была установлена на платформу, позволяющую поворачивать прибор вокруг его визирной оси на заданный угол. Съёмка проводилась в двух режимах: в режиме 1 платформа была неподвижна, в режиме 2 – каждый раз после выполнения съемки с разными временами экспозиции платформа поворачивалась на заданный угол.

В табл.1 приводятся параметры снятых материалов, использованных в данной работе и в других исследованиях ОГ-ВТ.

На оптической головке ОГ-ВТ было установлено три температурных датчика Т2, Т3, Т4 (рис. 4). Съёмки проводились на открытой местности, температура прибора менялась естественно с суточным изменением температуры окружающей среды, кроме 8-й серии (от 02. – 17.07.2016), в ходе которой производился нагрев объектива ОГ. Во время эксперимента по калибровке ВСК проводились замеры температуры для каждой серии кадров (кроме серии от 18.02.2016). Для каждого момента съёма температуры были рассчитаны значения фокусного расстояния и главной точки. Были построены зависимости значений калибровочных параметров от температуры для каждого датчика. Зависимости были аппроксимированы линейной функцией.

**Таблица 1.** Зависимость среднеквадратического отклонения (СКО) координат главной точки от количества звёзд в обработке

02. – 17.07.2016		
Параметр	Маршрутная съёмка, режим 1	Маршрутная съёмка, режим 2
Количество серий кадров	11 серий по 200 кадров	11 серий по 72 кадра
Время между кадрами, с	4	8
Угловое смещение между кадрами, град	-	10
Время экспозиции, мс	50, 100, 400, 1000	50, 100, 400, 1000
18.02.2016 (только эксперимент - калибровка по отдельным спектральным классам)		
Количество серий кадров	-	1 серия - 720 кадров
Время между кадрами, с	-	4
Угловое смещение между кадрами, град	-	0.5
Время экспозиции, мс	-	500



**Рис. 4.** Расположение датчиков температуры на ОГ-ВТ

Диапазон измеренных температур - 15 ... 35 °С.

После проведения основного эксперимента по определению точности метода калибровки его результаты сравнивались с данными расчетов, полученных путем моделирования оптической системы на базе объектива ОЗК-125/4. Сравнению подверглись теоретические и реальные формы функций обобщённой дисторсии. Трёхмерно отобразив их величину по всему полю зрения и рассчитав разницу для случаев с изменением температуры и случаев, когда функции рассчитывались по отдельным спектральным классам, можно судить о мере схожести этих функций.

## 2. АЛГОРИТМ КАЛИБРОВКИ

Эксперимент по калибровке ВСК проводился в соответствии с алгоритмом, представленным на рис. 5.

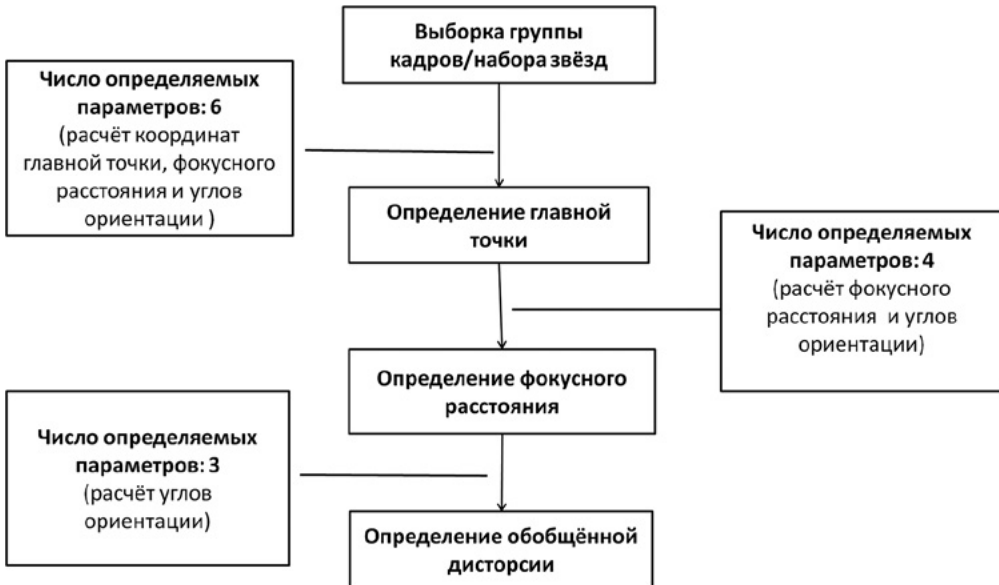


Рис. 5. Обобщённый алгоритм калибровки ВСК оптической системы 3Д

### 3. ОПРЕДЕЛЕНИЕ КООРДИНАТ ГЛАВНОЙ ТОЧКИ

Графики на рис.6 иллюстрируют зависимость координат главной точки от числа звёзд, принятых в обработку. Исследование проводилось по группе из 200 кадров. На графиках видно, что СКО главной точки зависит от количества поступивших в обработку звёзд при одинаковом времени экспонирования и уменьшается с ростом количества звёзд на кадре. В табл.2 приведены значения СКО координат главной точки для случая, когда в обработку на каждый кадр группы берётся 200 или 20 звёзд.

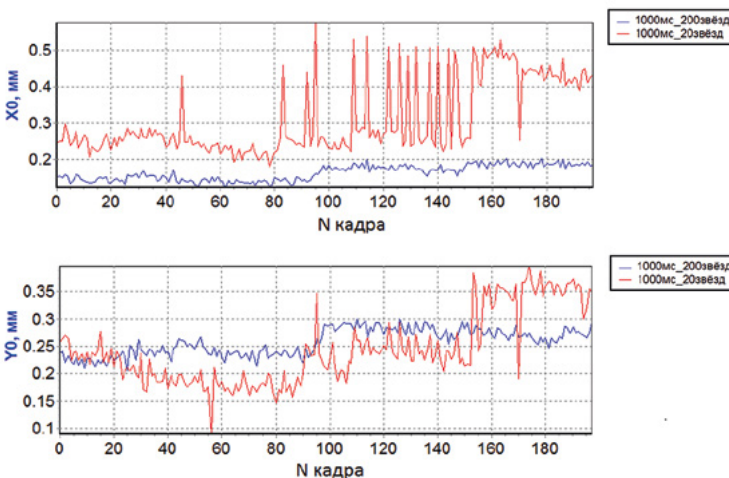


Рис. 6. Графики значений координат главной точки для одной группы кадров с экспозицией 1000 мс.

Прибор – ОГ-ВТ. Формат кадров –полный(5120x3840), f=125,2мм, небо. Дата: 15.07.2016

Таблица 2. Зависимость СКО координат главной точки от количества звёзд в обработке

СКО по оси X/Y 20 звёзд в обработке, мкм		СКО по оси X/ Y 200 звёзд в обработке, мкм	
X	Y	X	Y
312	245	21	24

Графики на рис. 7 показывают, что при увеличении числа звёзд и времени экспозиции уменьшается разброс координат главной точки в среднем от 100 до 20 мкм.

Графики на рис. 8 демонстрируют, что при учёте главной точки по кадрам вращения отклонение её координат от нормированного значения (среднего значения по двум группам) стремится к нулю (~ до 0,5 мкм), в отличие от учёта координат по кадрам с фиксированной оптической головкой (ОГ), где отклонение составляет десятки микрон.

Сводные графики на рис. 9 иллюстрируют разброс координат главной точки по сериям для двух экспозиций – 400 и 1000 мс. Каждая серия имеет свою температуру, в 8-й серии производился равномерный нагрев оптической головки, в остальных сериях температура изменялась естественно вместе с внешними условиями окружающей среды.

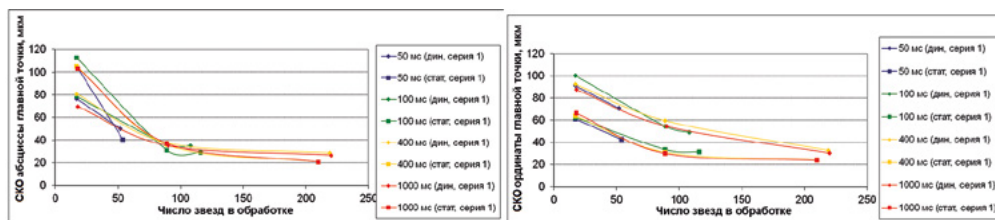


Рис. 7. Графики СКО координат главной точки для одной группы кадров вращения (дин.) и одной группы кадров с фиксированной ОГ (стат.) для экспозиции 50, 100, 400, 1000 мс

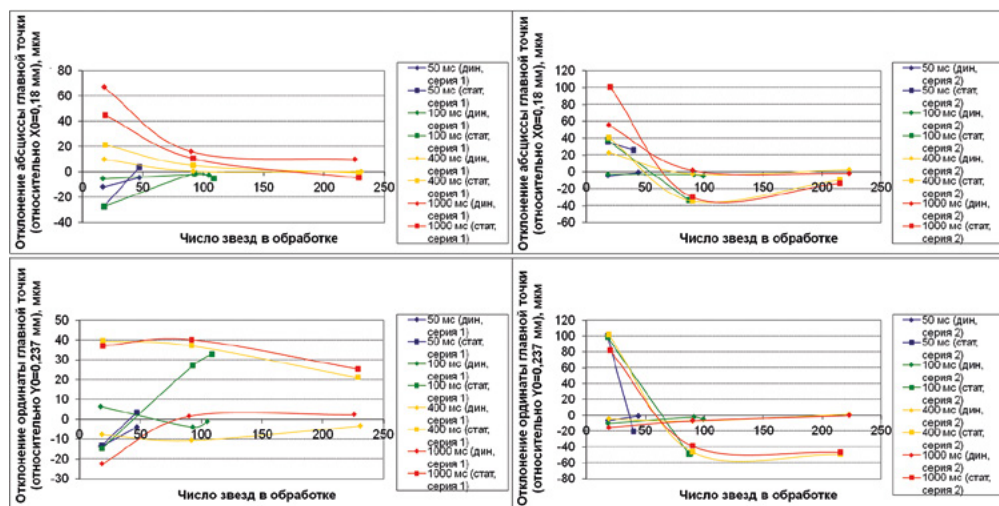


Рис. 8. Графики значений координат главной точки для двух групп кадров вращения (дин.) и двух групп кадров с фиксированной ОГ (стат.) для экспозиций 50, 100, 400, 1000 мс.

Графики нормированы относительно среднего значения по двум группам

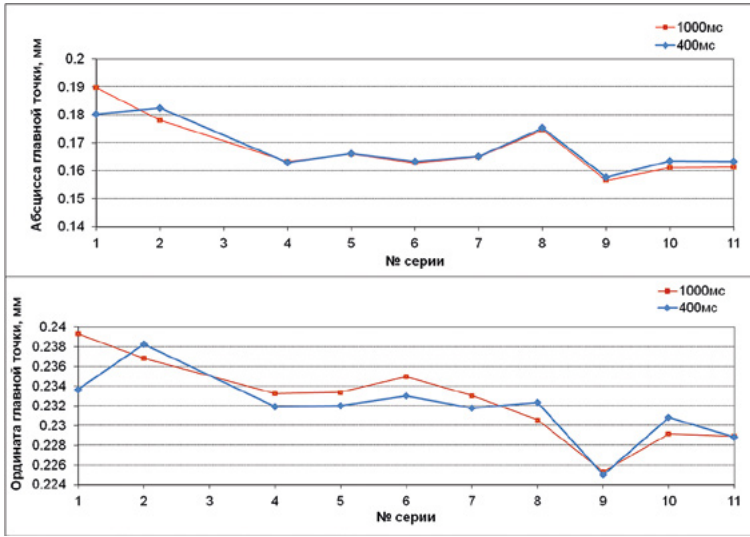


Рис. 9. Сводные графики среднего значения координат главной точки для 11 групп кадров с фиксированной ОГ для экспозиций 400, 1000 мс

#### 4. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ФОКУСНОГО РАССТОЯНИЯ

Изменение значения фокусного расстояния от кадра к кадру (по группе в 200 кадров) иллюстрируется графиками на рис. 10. На графиках видно, что СКО и среднее значение фокусного расстояния зависит от количества поступивших в обработку звёзд при одинаковом времени экспонирования и уменьшается с ростом количества звёзд на кадре. В табл. 3 приведены значения СКО фокусного расстояния для случая, когда в обработке на каждый кадр группы берётся 200 или 20 звёзд.

Таблица 3. Зависимость СКО фокусного расстояния от количества звёзд в обработке

СКО по оси Y - 20 звёзд в обработке, мкм	СКО по оси X - 200 звёзд в обработке, мкм
3	1

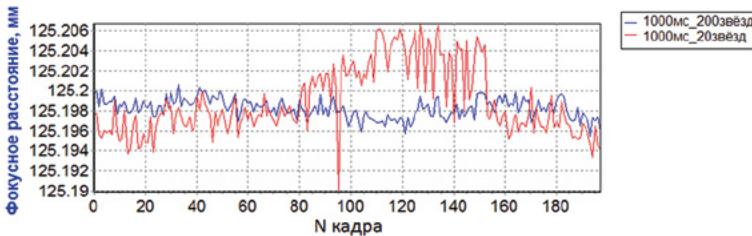


Рис. 10. Графики фокусного расстояния для одной серии кадров, рассчитанные для разного кол-ва звёзд в обработке. Экспозиция 1000 мс

На графиках рис. 11 показано, что увеличение числа звёзд и времени экспозиции уменьшает СКО фокусного расстояния с 5-6 до 1 мкм (в обработке участвует 200 звёзд при экспозиции 1000 мс).

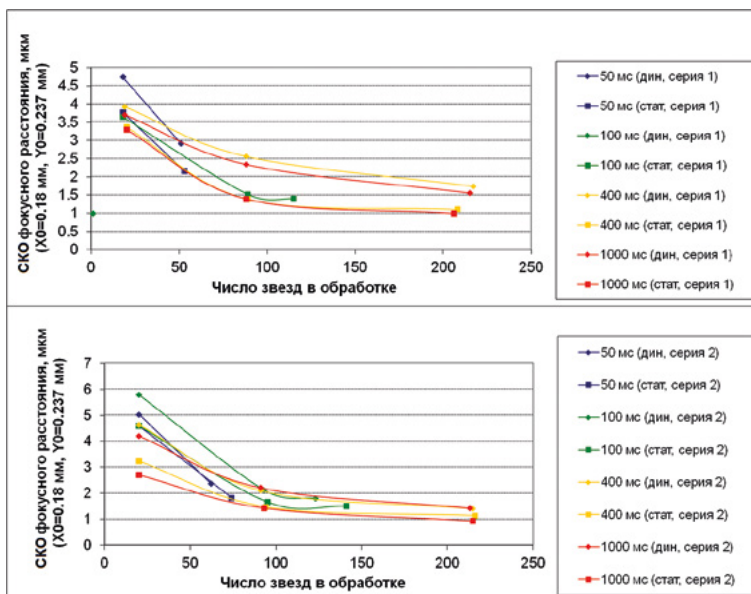


Рис. 11. Графики СКО фокусного расстояния для двух групп кадров вращения (дин.) и двух групп кадров с фиксированной ОГ (стат.) для экспозиций 50,100, 400, 1000 мс

На графиках рис.12 иллюстрируется, что при учёте фокусного расстояния по кадрам вращения отклонение его от нормированного значения стремится к нулю ( $\sim$  до 0,1 мкм), в отличие от учёта координат по кадрам с неподвижной ОГ, где отклонение доходит до 6 мкм.

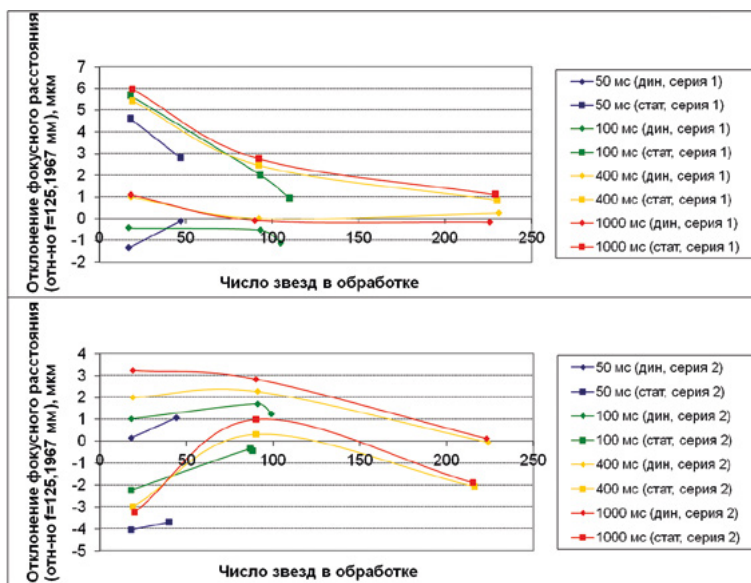


Рис. 12. Графики значений фокусного расстояния для двух групп кадров вращения (дин.) и двух групп кадров с фиксированной ОГ (стат.) для экспозиций 50,100, 400, 1000 мс. Графики нормированы относительно среднего значения по двум группам

Сводные графики на рис. 13 иллюстрируют изменение значения фокусного расстояния по всем сериям для экспозиции 1000 мс. Каждая серия имеет свою температуру, в 8-й серии производился равномерный нагрев оптической головки, в остальных сериях температура изменялось естественно вместе с внешними условиями окружающей среды.

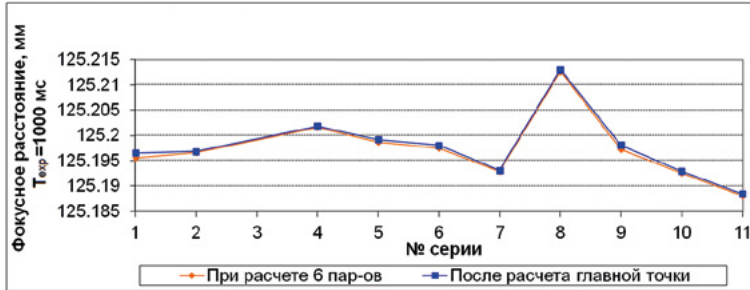


Рис. 13. Сводные графики среднего фокусного расстояния 11 групп кадров с фиксированной ОГ для экспозиций 400, 1000 мс

Датчик Т4, установленный непосредственно на объективе ОГ-ВТ, в плане зависимости величины фокусного расстояния от температуры показал наибольшую схожесть с модельным расчётом (аппроксимирующая линейная функция имеет коэффициент наклона ~ 1,3 мкм/град против модельного ~ 1,5 мкм/град). Рис. 14 иллюстрирует эту зависимость.

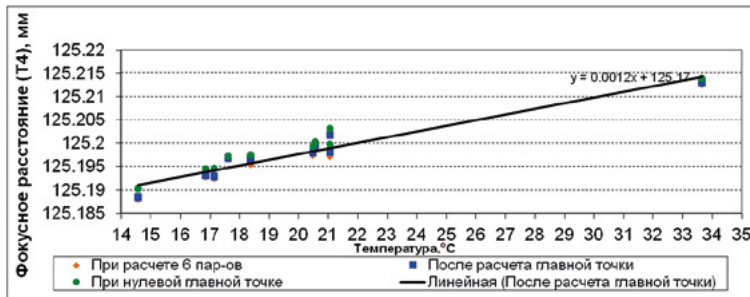


Рис. 14. Графики зависимости рассчитанного фокусного расстояния от температуры для датчика Т4 по результатам экспериментов по 11 сериям кадров

## 5. ОПРЕДЕЛЕНИЕ УГЛОВ ОРИЕНТАЦИИ И ДИСТОРСИИ

Графики на рис.15 демонстрируют зависимость определения величин углов ориентации от количества звёзд в обработке от кадра к кадру, по группе в 200 кадров. Из графиков видно, что при учёте дисторсии СКО углов ориентации по малому количеству звёзд уменьшается примерно в два раза, а смещение среднего значения устраняется. Значения СКО параметров ориентации для этих случаев приведены в табл. 4.

Таблица 4. Зависимость СКО углов ориентации от количества звёзд в обработке

СКО	Без учёта дисторсии	С учётом дисторсии
СКО Δ/Азимут 20 звёзд в обработке, угл. с	0,36/2,97	0,22/1,11
СКО Δ/Азимут 200 звёзд в обработке, угл. с	0,20/0,61	0,19/0,54



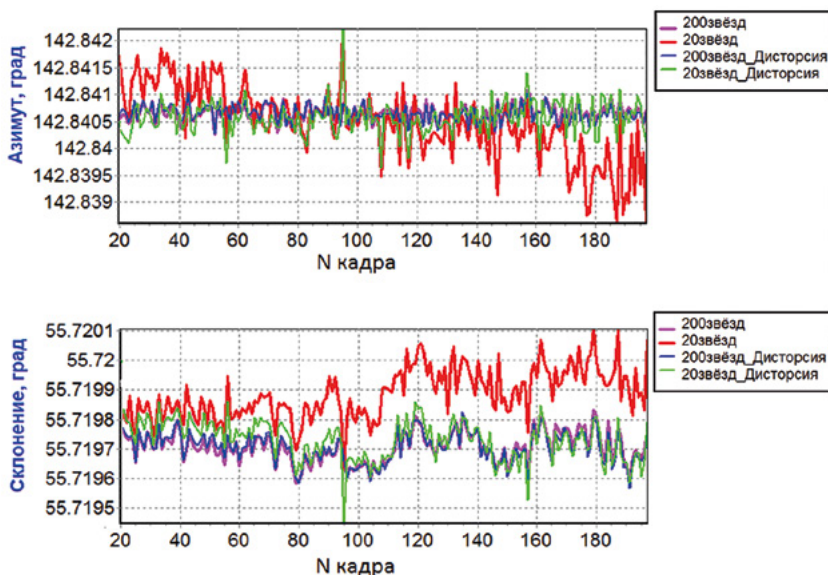


Рис. 15. Зависимость определения величин углов ориентации одной группы кадров с фиксированной ОГ для экспозиции 1000 мс от разного количества звёзд в обработке (с учётом дисторсии и без неё)

На графиках рис. 16 показано, что при учёте дисторсии СКО углов на экспозиции 1000 мс доходит до 0,18 угл. с по углу склонения; 0,5 угл. с – по азимуту. Выигрыш по сравнению с вариантом без дисторсии – 2-3 раза. Остаточные рассогласования, косвенно описывающие точность определения направления на звёзды, уменьшились в 4-5 раз - до 0,5...0,25 мкм.

Сводные графики углов ориентации и остаточных рассогласований по сериям (рис. 17) демонстрируют схожую динамику.

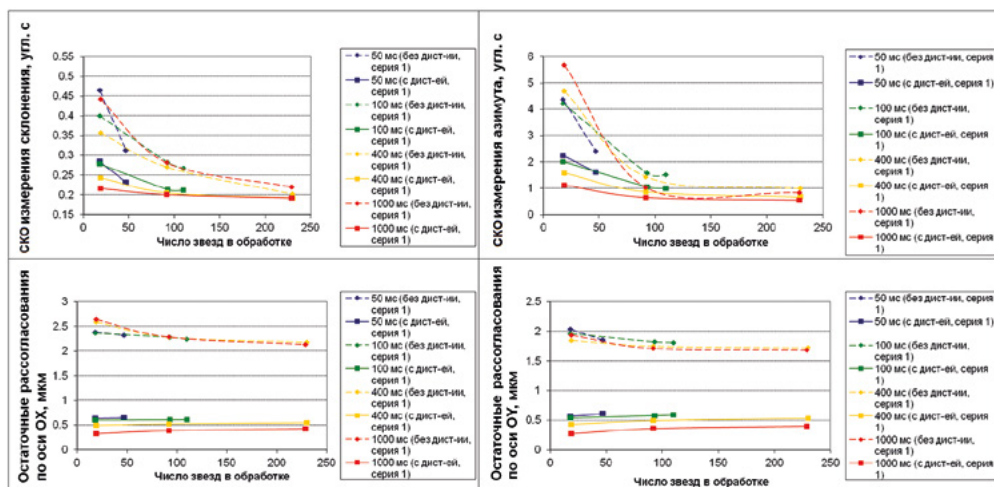


Рис. 16. Графики СКО углов ориентации и остаточных рассогласований направлений на звёзды одной группы кадров для экспозиций 50,100,400, 1000 мс с учётом дисторсии и без нее

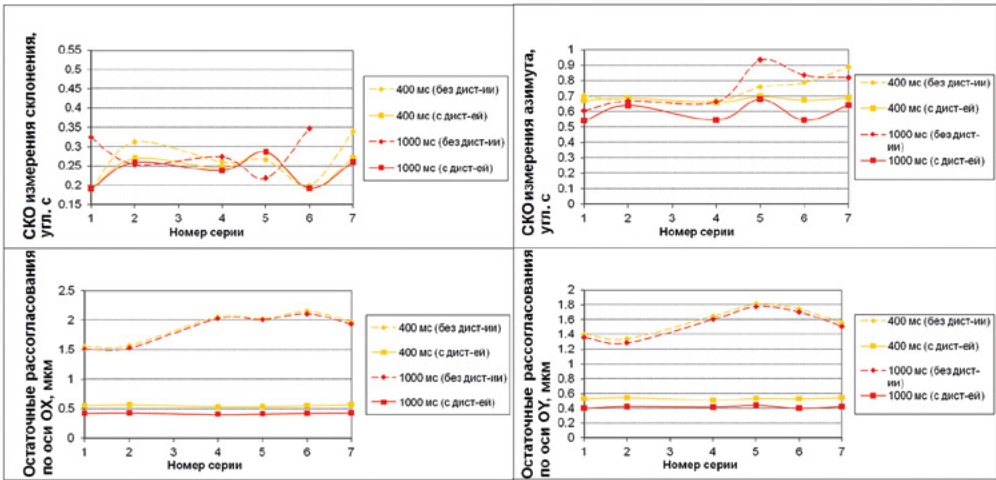


Рис. 17. Сводные графики СКО углов ориентации и остаточных рассогласований направлений на звёзды серий статических кадров для экспозиций 400 и 1000 мс

На рис. 18 представлена двумерная картина остаточных рассогласований (ошибка определения энергетических центров звезд) по каждой звезде в группе кадров для расчёта дисторсии по всему полю зрения прибора. Группа 72 кадров (порядка 16 000 точек-звёзд) получена поворотом прибора вокруг своей оси. На группе кадров до устранения дисторсии видны характерные искажения по краям поля зрения, после устранения дисторсии – остается только шумовая составляющая ошибки. До устранения дисторсии величина остаточных рассогласований составляет в среднем 1,5 мкм, после устранения – 0,3 мкм.

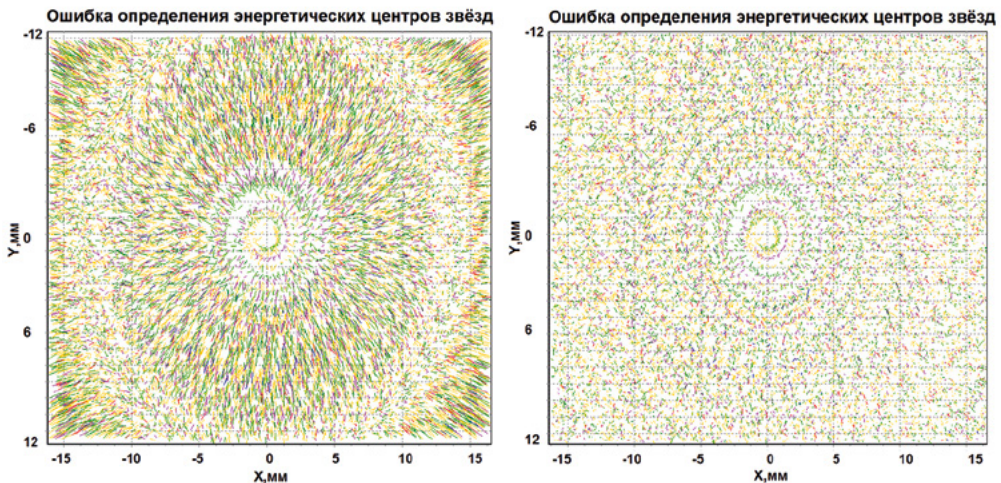


Рис. 18. Отображение группы звёзд для расчёта функции обобщённой дисторсии (72 кадра, полученные поворотом прибора вокруг своей оси) - остаточные рассогласования (ошибки определения энергетических центров звёзд) – цветные штрихи (цвет соответствует спектральному классу звезды). Слева – остаточные рассогласования звёзд на поле матрицы без учёта дисторсии, справа – с учётом дисторсии (указанные на изображении рассогласования, по отношению к реальным, имеют масштаб 200:1)

## 6. СРАВНЕНИЕ ТЕОРЕТИЧЕСКОЙ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ФУНКЦИЙ ОБОБЩЕННОЙ ДИСТОРСИИ

В ходе теоретических вычислений для прибора ОГ-ВТ на базе объектива ОЗК-125/4 была построена функция обобщенной дисторсии по всему полю зрения. Впоследствии по звездному небу была рассчитана реальная функция обобщенной дисторсии. Было проведено их сравнение. На рис. 19, 20, трёхмерно отображающих функции дисторсии по координатным осям (по оси Z отложена величина функции в микрометрах), показано, что теоретическая и измеренная функции почти полностью повторяют друг друга – разница по краям доходит до 1 мкм, в среднем составляет 0,02 мкм.

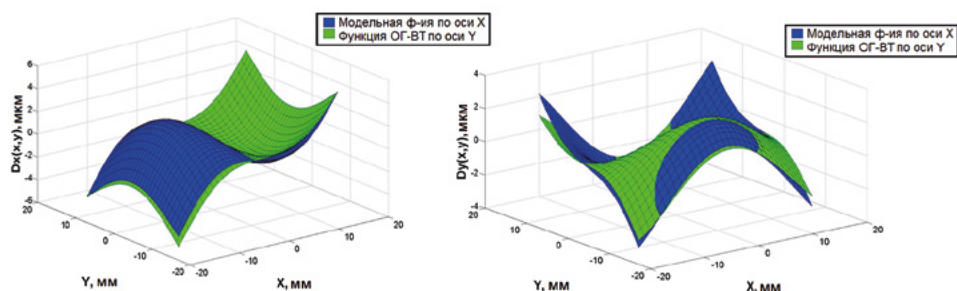


Рис. 19. Экспериментальная и теоретическая функции обобщенной дисторсии для объектива ОЗК -125/4

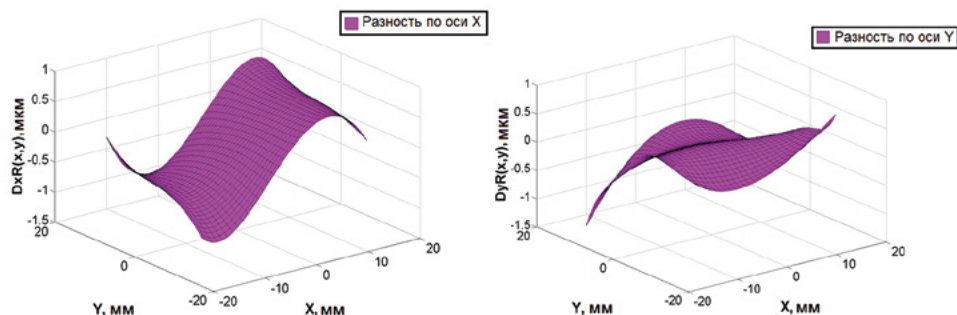


Рис. 20. Разность экспериментальной и теоретической функций обобщенной дисторсии для объектива ОЗК -125/4

## 7. ЗАВИСИМОСТЬ ФУНКЦИИ ОБОБЩЕННОЙ ДИСТОРСИИ ОТ ТЕМПЕРАТУРЫ

Для каждой группы кадров расчета дисторсии, как указывалось выше, была учтена температура объектива прибора. На рис. 21-22 приведены разности функций обобщенной дисторсии относительно функции 4-й группы. При этом максимальные разности функций обобщенной дисторсии, без учёта фокусного расстояния, составляют ~ 2 мкм. При учёте фокусного расстояния для каждой температуры функции обобщенной дисторсии совпадают с точностью до 0,2 мкм в диапазоне температур 15...35°C. Данный результат коррелирует с теоретическими расчетами, в которых до учёта фокусного расстояния разность функций обобщенной дисторсии доходила до 7 мкм, а после – составляли всего лишь 0,05...0,15 мкм, в диапазоне температур от -15 до +50 °С.

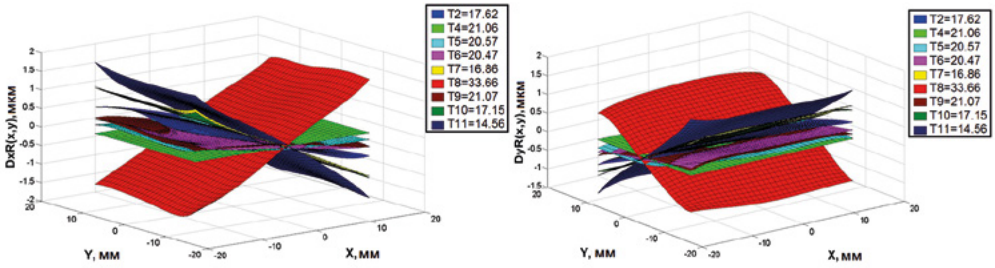


Рис. 21. Разность функций обобщенной дисторсии относительно 4-й серии ( $T_4=21,06\text{ }^{\circ}\text{C}$ ), при фиксированном фокусном расстоянии 125,1974 мм и разных температурах

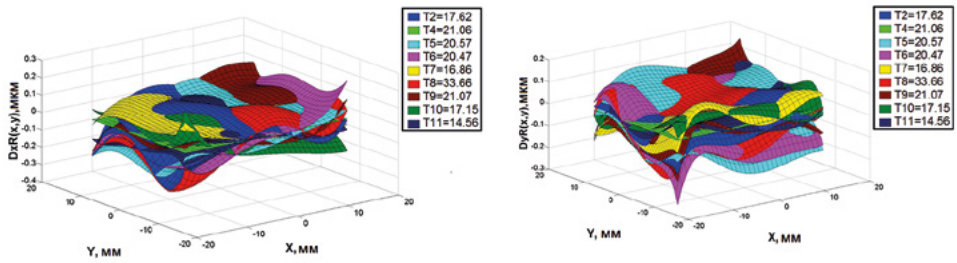


Рис. 22. Разность функций обобщенной дисторсии относительно 4-й серии ( $T_4=21,06\text{ }^{\circ}\text{C}$ ), при фокусном расстоянии, вычисленном для каждой температуры

## 8. ЭКСПЕРИМЕНТ ПО КАЛИБРОВКЕ ВНУТРЕННЕЙ СИСТЕМЫ КООРДИНАТ ПО ОТДЕЛЬНЫМ СПЕКТРАЛЬНЫМ КЛАССАМ

По серии кадров вращения были учтены параметры калибровки – координаты главной точки и фокусное расстояние. Были рассчитаны коэффициенты дисторсии и построены трёхмерные функции отображения для каждого спектра. Разность функций дисторсии рассчитывалась относительно спектра К.

На графиках рис.23 показано, что между собой, по краям, функции отличаются в среднем на 0,3 мкм. Функция обобщённой дисторсии отличается от спектра К всего на 0,17 мкм по краям. Среднее значение разности функций по всему полю варьируется от 0,05 до 0,01 мкм.

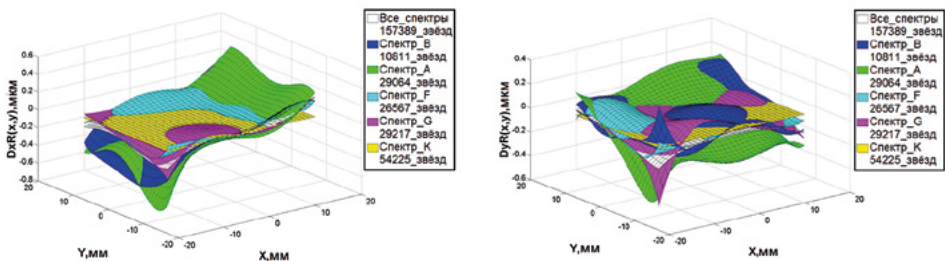


Рис. 23. Отображение экспериментальных функций разности дисторсии по осям ( $D_x(x, y)$  - слева и  $D_y(x, y)$  - справа) в микрометрах, представленные полиномами 5-й степени для функции обобщённой дисторсии (All), и функций дисторсии, рассчитанных по каждому спектру (В,А,Ф,Г,К,М). В легенде графика указаны количества точек - звёзд каждого спектра на всей группе кадров

## 9. РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТОВ

По результатам проведённых экспериментов и расчетов можно сделать следующие выводы.

- 1) При расчёте главной точки с оптимальным коэффициентом заполнения кадра СКО значений её координат стремится к 20 мкм, разброс среднего значения не превышает 0,5 мкм.
- 2) При расчёте фокусного расстояния, если коэффициент заполнения поля зрения стремится к единице, СКО его значения стремится к 1 мкм, разброс среднего значения не превышает 1 мкм. Фокусное расстояние в диапазоне температур 15...35°C изменяется линейно. Коэффициент  $\Delta f/\Delta T$  в случае работы при атмосферном давлении равен 1,3 мкм/°C для ОГ-ВТ. Этот результат коррелирует с модельным расчётом, где коэффициент  $\Delta f/\Delta T$  был равен 1,5 мкм/°C.
- 3) Экспериментальная функция обобщённой дисторсии ОС отличается от теоретической не более чем на 1 мкм по краям, в среднем по всему полю - не более чем на 0,02 мкм. Это говорит о высокой точности моделирования.
- 4) СКО параметров ориентации, в случае учёта главной точки, фокусного расстояния и функции дисторсии, не превышает для углов прямого восхождения и склонения 0,2 угл. с., а азимута - 0,7 угл. с. при времени экспозиции 400...1000 мс, что даёт выигрыш в 2-3 раза по сравнению со случаем, когда калибровка не производится.
- 5) При учёте фокусного расстояния для каждой температуры функции обобщённой дисторсии совпадают с точностью до 0,2 мкм в диапазоне температур от 15...35°C. Данный результат коррелирует с теоретическими расчетами, в которых до учёта фокусного расстояния различия в функциях обобщённой дисторсии доходили до 7 мкм, а после - составляли всего лишь 0,05...0,15 мкм, в диапазоне температур от -15 до +50°C.

## ЛИТЕРАТУРА

- Аванесов Г.А., Красиков В.А., Никитин А.В. Оценка точности звездного прибора БОКЗ-М по результатам наземных и летных испытаний / 1-я Всерос. научно-технич. конф. «Современные проблемы определения ориентации и навигации космических аппаратов». 22—25 сент. 2008, Россия, Таруса: сб.тр. / Под.ред. Г.А.Аванесова М.: ИКИ РАН, 2008. С. 387—408.
- 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 // 1-я Всерос. научно-технич. конф. «Современные проблемы определения ориентации и навигации космических аппаратов». 22—25 сент. 2008, Россия, Таруса: сб.тр. / Под.ред. Г.А.Аванесова М.: ИКИ РАН, 2008. С. 421—446.
- Wilson R. G., Shafer S. A. What is the Centre of the Image? Pittsburgh., Pennsylvania: School of Computer Science Carnegie Mellon University, 1993. 21 p.

## STAR TRACKER BORESIGHT REFERENCE FRAME CALIBRATION BY THE SKY RESEARCH

*G.A. Avanesov, R. V. Bessonov, A.N. Kurkina, P.S. Smetanin*

Space Research Institute Russian Academy of Sciences (IKI RAS), Moscow, Russia

This work devoted to experimental research of high accuracy star tracker boresight reference frame (BRF) calibration method by the real astronomical objects of celestial sphere. During this work, experiments are conducting with optical head of high accuracy (OG-VT, including OZK-125/4 object-glass and CMOS image sensor CMV20000), and also with her survey materials of celestial

sphere stars. The article defines an algorithm of star tracker BRF calibration and accuracy estimation of calibration and orientation parameters. Theoretical modeling calibration parameters compare with experimental.

We know relative star angle directions on the night sky with high accuracy, which gives the great excellence to present boresight reference frame calibration method, compare with others methods, which use ground optical equipment.

*Keywords:* geometrical calibration, distortion, orientation parameters, star tracker, focal length, principal point, stellar classification, temperature, accuracy estimation.

---

**Avanesov** Genrikh Aronovich – chief researcher, doctor of technical science, professor,  
genrikhavesov@yandex.ru

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

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

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

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

**М.Л. Беличенко<sup>1</sup>, Р.В. Бессонов<sup>1</sup>, В.Ю. Дементьев<sup>1</sup>, Д.С. Завгородний<sup>2</sup>**

<sup>1</sup> ФГБУН Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН), Москва, Россия

<sup>2</sup> АО «ЛОМО», Санкт-Петербург, Россия

В данной работе проводится исследование ошибок определения центров изображений звезд на фотоприемной матрице прибора звездной ориентации. Приведена терминология ошибок определения центров яркости изображений звезд, так как совокупная ошибка состоит из методической и шумовой составляющих, которые выявляются в процессе исследования. Методическая ошибка возникает независимо от накладываемых на изображение шумов, однако ее вклад можно свести к минимуму при оптимальных параметрах фокусировки. Таким образом, кроме классификации ошибок определения центров изображений звезд ставится задача выявления оптимальных параметров фокусировки оптического прибора. Для решения этой задачи важным этапом стало моделирование изображений объектов: рассматривался идеализированный случай – нормальное распределение по Гауссу, а также модель с учетом влияния характеристик реального объектива. Также анализировался и ряд факторов, влияющих на изображения, таких как: спектральный класс, температура или условия эксплуатации прибора. Финальной стадией исследования послужило сравнение модели с экспериментальными данными. На имитаторе одной звезды воспроизведен один из моделируемых опытов для такой же оптической системы, что и в модели, благодаря чему удалось сравнить результаты и оценить высокую степень корреляции модели и эксперимента.

*Ключевые слова:* ориентация, кадры, пиксели, шум, фотоприемная матрица, приборы звездной ориентации, звездные датчики, методическая ошибка, погрешности, субпиксельная точность.

## ВВЕДЕНИЕ

По кадрам звездного неба оптические приборы определяют параметры ориентации летательного аппарата в пространстве. В процессе обработки кадра, после выделения изображений звезд на фоне шума рассчитываются их энергетические центры на поверхности матрицы. Точность выявления координат объектов зависит от характеристик прибора и условий съемки. В данной работе описана классификация ошибок определения центров изображений звезд с учетом воздействия внешних факторов и шумов различного рода, проявляющихся на кадрах звездного неба.

Вычисление координат центров яркости изображений происходит с субпиксельной точностью, поэтому ошибки исследуются по полю всего пикселя. Для решения этой задачи использовались различные способы моделирования кадров с изображениями звезд. Кроме того, в статье представлены результаты опытов на смоделированных снимках с учетом влияния характеристик объектива, а также приведены результаты проведенных испытаний на реальном приборе семейства БОКЗ (Блок Определения Координат Звезд).

## 1. КЛАССИФИКАЦИЯ ОШИБОК

Для определения параметров ориентации по кадру звездного неба необходимо рассчитать центры яркости каждой звезды на матрице. Оптическая система формирует изображение звезды в виде непрерывной функции рассеяния точки.

**Беличенко** Мария Леонидовна – инженер

**Бессонов** Роман Валерьевич – заведующий отделом, к.т.н., [besson777@gmail.com](mailto:besson777@gmail.com)

**Дементьев** Владимир Юрьевич - конструктор

**Завгородний** Дмитрий Сергеевич – ведущий инженер-конструктор, [dima\\_ifmo@mail.ru](mailto:dima_ifmo@mail.ru)

При отображении на пиксели матрицы изображение деформируется: из-за яркостной дискретизации градации АЦП (аналого-цифровые преобразователи) заполняются целыми значениями поступающего сигнала, а в процессе пространственной дискретизации форма изображения звезды дробится на пиксели. Также на изображение звезды накладываются шумы, поэтому рассчитанные координаты центра получаются неточными.

В процессе выполнения штатного алгоритма работы прибора к вышеупомянутым причинам неточного определения центра объекта добавляется вычитание порогового значения. При выделении звезды на фоне шума может усекаться значительная часть пикселей, изменяя при этом форму и яркость уже дискретизированного изображения звезды.

Координаты центра определяются с помощью центроидного метода, описываемого формулами:

$$M_x = \sum_x \frac{\sum_y U_{xy}}{Q} x, \tag{1}$$

$$M_y = \sum_y \frac{\sum_x U_{xy}}{Q} y, \tag{2}$$

где  $x, y$  – координаты пикселя,  $Q$  – интегральная яркость звезды,  $U_{xy}$  – яркость каждого отдельного пикселя.

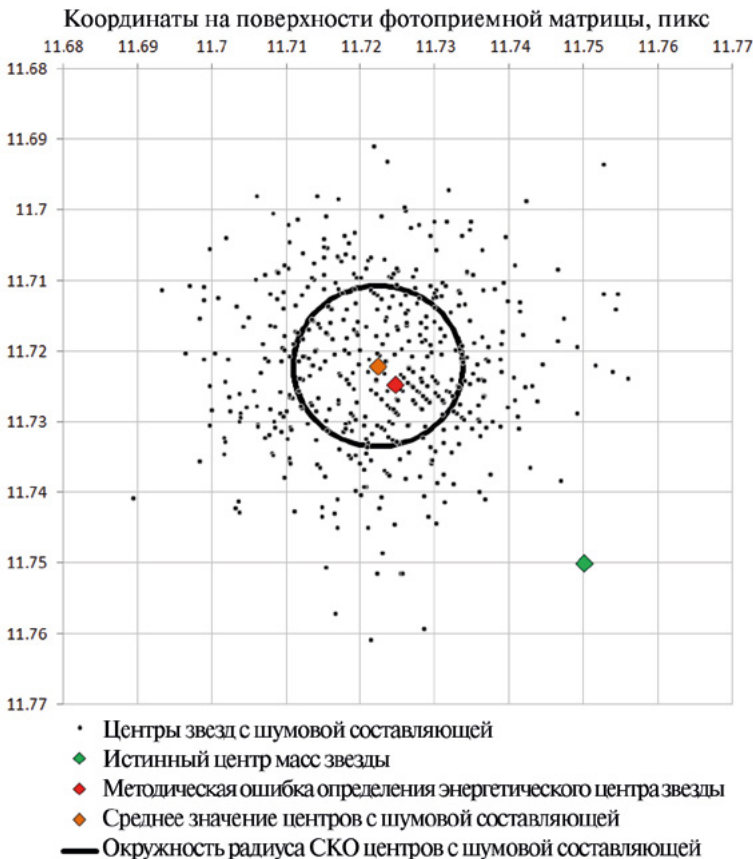


Рис. 1. Геометрическое представление ошибок определения координат центров яркости изображений звезд на поверхности матрицы (субпиксельный масштаб)



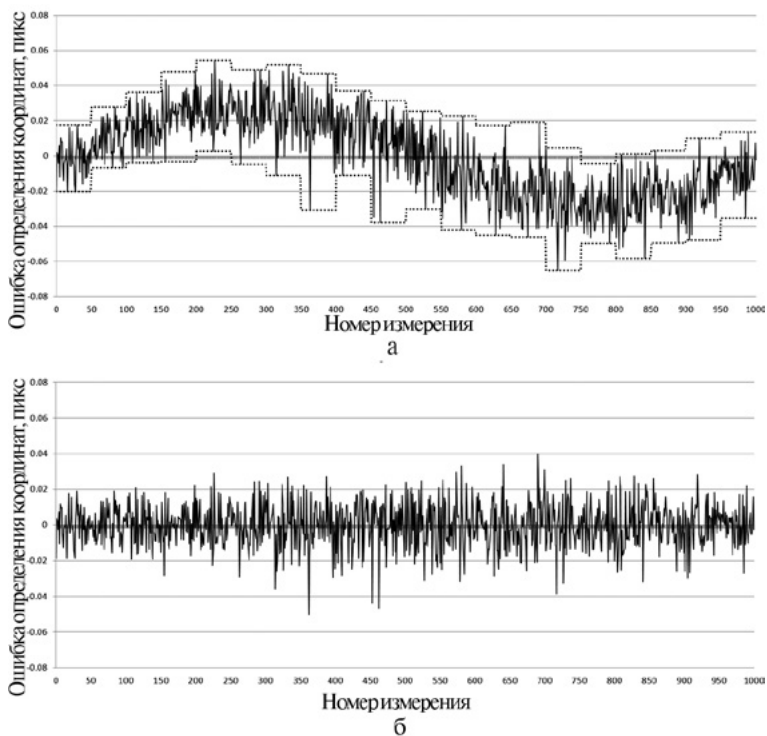
В качестве составляющих ошибки определения энергетических центров изображений звезд выделяются методическая и шумовая ошибки.

Определение энергетического центра объекта без шумовой составляющей с помощью центроидного метода (1), (2) дает смещенные координаты относительно истинного центра изображения звезды, т.е. проявляется методическая ошибка. Методическая составляющая обусловлена влиянием пространственной и яркостной дискретизации, а также отсечением порогового значения.

В свою очередь шумовая составляющая вносит случайную характеристику, которая отражена на рис. 1, где среднее значение некоторой выборки координат с шумовой составляющей близко к методической ошибке.

При рассмотрении истинных центров масс объектов в разных областях пикселя прослеживается тенденция распределения ошибок. Методическая ошибка по полю пикселя представляет собой форму, близкую к форме синусоиды, т.е. в центре и по краям пикселя достигается наименьшая ошибка. Однако яркость объекта вносит свои коррективы: чем меньше интегральная яркость объекта, тем хуже проявляется синусоида, что обусловлено возрастающей ошибкой из-за яркостной дискретизации. Также на форму синусоиды ошибки в значительной степени влияет отсекаемый порог. После вычитания порогового значения распределение ошибок по пикселю меняется, форма синусоиды искажается.

При изучении серий реализаций с шумовой составляющей аналогично рассматриваются истинные центры изображений в разных частях пикселя. В этом случае распределение ошибок определения центров представляется в виде случайного шумового сигнала, на который, в значительной степени, влияет методическая составляющая (рис. 2а). Такое распределение содержит суммарную ошибку, т.е. при извлечении из нее методической ошибки получается чисто шумовая составляющая (рис. 2б).



**Рис. 2.** Ошибка определения координат в разных областях пикселя (серии по 50 измерений для каждой области): **а** – суммарная ошибка, **б** – шумовая составляющая без влияния методической ошибки

Таким образом, выделяются следующие виды ошибок: методическая, шумовая и суммарная. Оценкой ошибок определения координат центров изображений является среднеквадратичное отклонение (СКО) ряда измерений от истинных значений центров.

## 2. ПАРАМЕТРЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ

Определяющими параметрами при моделировании являются форма изображений звезд на плоскости матрицы, интегральная яркость каждого объекта и шумовая составляющая в пикселях матрицы. В качестве формы изображения звезды на матрице была выбрана модель двумерного нормального распределения по Гауссу. В данном случае гауссова функция отражает идеализированный пример проецирования звезды на матрицу прибора. Следующим этапом стала разработка изображений звезд с учетом модели реальной оптической системы.

Все изображения звезд отличаются интегральной яркостью и формой распределения, поэтому возникла необходимость оценки размера звезды на матрице. В данной работе за этот параметр принято стандартное отклонение гауссова распределения, обозначим его  $\sigma$ . С его помощью можно оценить как нормальное распределение, так и другие формы изображений звезд. На реальном кадре интегральная яркость и количество пикселей в изображениях звезд могут отличаться, однако параметр  $\sigma$  остается неизменным. По кадру звездного неба, полученного прибором БОКЗ-ВТ, построено распределение значений параметра  $\sigma$  для множества звезд (рис. 3).

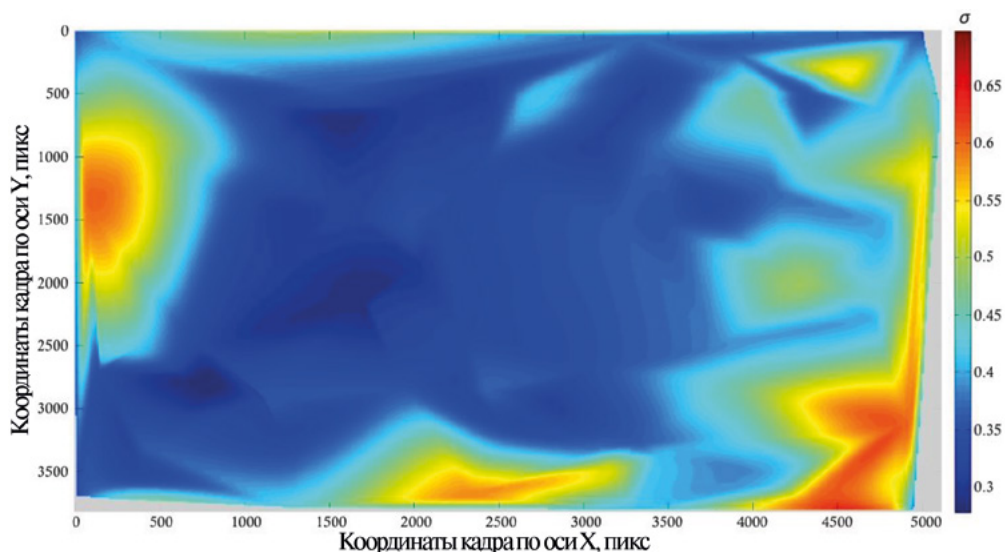


Рис. 3. Распределение значений  $\sigma$  по кадру звездного неба, полученному прибором БОКЗ-ВТ

На рис.3 видно, что в центральной области кадра располагаются объекты со значением параметра  $\sigma \approx 0,35$ , в то время как самые большие отклонения параметра  $\sigma$  достигают лишь 0,6 и находятся на краях, что объясняется влиянием аберраций. При этом интегральные яркости объектов варьируются, а параметр  $\sigma$  находится в небольшом интервале, поэтому он используется для оценки размеров изображений звезд.

Как сказано ранее, одним из исследуемых параметров является интегральная яркость. В качестве исследуемого ряда яркостей изображений звезд выбран интервал, включающий основные значения, полученные в результате сканирования бор-

тового каталога. Зависимость количества звезд каталога от интегральной яркости при штатной работе прибора показала, что основной процент звезд приходится на 200-10 000 градаций АЦП, что и взято за основу расчета (рис. 4). Для отдельных исследований выбирается интегральная яркость в 1000 градаций АЦП.

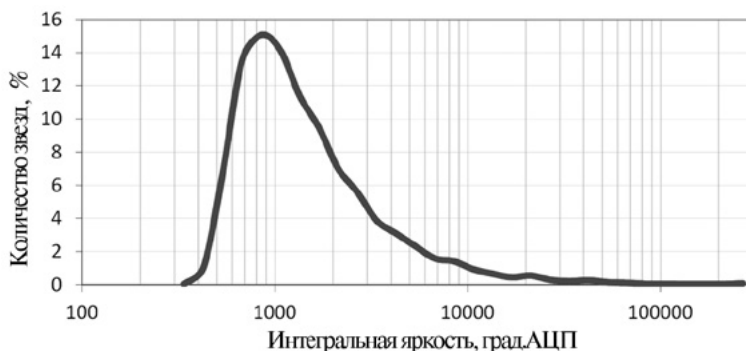


Рис. 4. Распределение звезд бортового каталога прибора БОКЗ-ВТ по интегральной яркости

При моделировании также учитывается накладываемая шумовая составляющая. Шум в пикселях матрицы имеет различную природу: структурный шум возникает из-за особенностей фотоприемной матрицы прибора, фотонный — появляется в процессе принимаемого сигнала. Проведенные исследования шумовых характеристик показали, что КМОП-матрица имеет случайный шум, близкий к фотонному, и постоянный структурный шум, растущий в зависимости от яркости в пикселе (рис. 5). Влияние и фотонного и структурного шума в исследовании обозначим «приборным шумом».

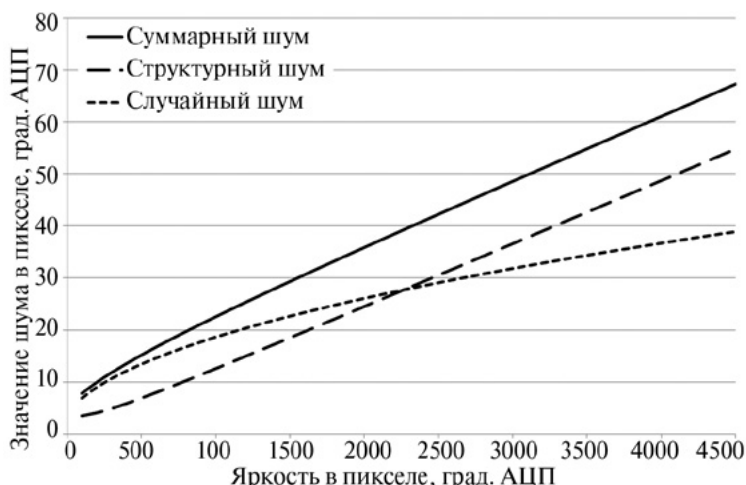


Рис. 5. Шум в пикселях матрицы в зависимости от яркости

### 3. РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ

В процессе исследования ставится задача выявления погрешности определения центров изображений звезд. Моделирование изображений в этом случае дает ряд преимуществ, так как заранее известны определяемые параметры: интегральная яркость объектов, координаты и  $\sigma$  изображения звезды. При определении этих зна-

чений рассчитывается погрешность, однако наиболее важным параметром остаются координаты объектов, поэтому для них рассчитывается среднеквадратическое отклонение от истинных значений. Таким образом, проводится анализ влияния различных характеристик изображения на результат определения ориентации. Также в процессе исследования на изображения накладываются шумы различного рода, что дает наиболее полное представление о результатах определения центров.

### 3.1. ИДЕАЛИЗИРОВАННАЯ МОДЕЛЬ

В идеализированном случае изображения моделировались на основе нормального распределения по Гауссу. График, отражающий зависимость СКО ошибок определения координат центров изображений звезд от параметра  $\sigma$  при единой интегральной яркости – 1000 градаций АЦП, представлен на рис. 6.

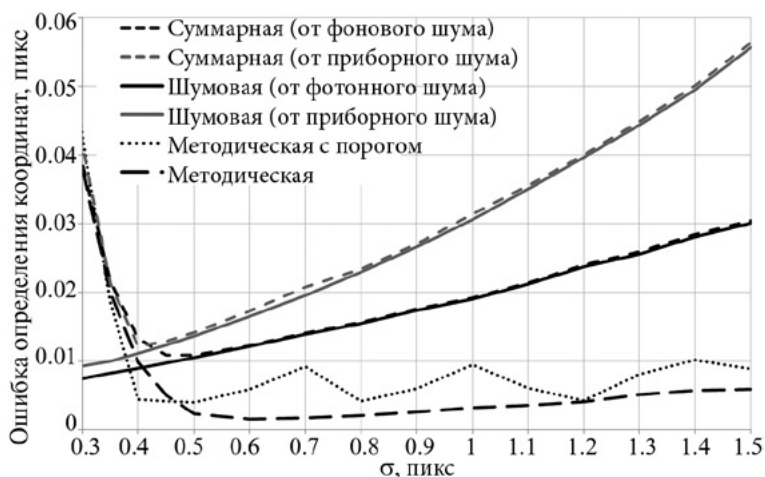


Рис. 6. Ошибка определения координат, интегральная яркость – 1000 град. АЦП, режим эксплуатации – воздух

Методическая ошибка на данном графике проходит ниже 0,01 пикселя, в свою очередь методическая ошибка с учетом отсекаемого порога проявляется неравномерно в зависимости от параметра  $\sigma$ , однако и в том и в другом случае заметен рост на малых значениях  $\sigma$ . Это объясняется тем, что изображение с параметром  $\sigma = 0,35$  представляет собой остросфокусированный объект, соответственно, чем больше параметр  $\sigma$ , тем сильнее рассеивается изображение звезды. При  $\sigma > 0,5$  влияние методической ошибки становится несущественным. Графики с составляющими от фотонного и приборного шумов показывают, что оптимальное значение параметра  $\sigma$  находится в интервале 0,4 – 0,5.

Построение графика в зависимости от интегральной яркости показало, что суммарная ошибка начиная с 1000 градаций АЦП неизменна, так как яркие объекты несут в себе достаточное количество информации. Например, при  $\sigma = 0,5$  ошибка определения координат центров не доходит до 0,01 пикселя, начиная с 2000 градаций АЦП.

### 3.2. МОДЕЛЬ РЕАЛЬНОГО ОБЪЕКТИВА

Формы изображений звезд на реальных кадрах отличаются от нормального распределения по Гауссу, на это влияет функция рассеяния точки оптической системы и воздействие ряда факторов: спектральный класс звезд, температура, режимы эксплуатации прибора (в воздухе, в вакууме). Такие факторы возможно учесть бла-

годаря модели реальной оптической системы, поэтому следующий опыт проведен для смоделированных объектов с учетом характеристик реального объектива.

В оптическом приборе на формы изображений звезд влияет положение чувствительной матрицы относительно фокальной плоскости, поэтому модель по реальному объективу создавалась условным перемещением плоскости матрицы относительно фокальной от  $-200$  до  $+100$  мкм.

График, отражающий зависимость СКО ошибок локализации от фокусировки, представлен на рис. 7, интегральная яркость –  $1000$  градаций АЦП.

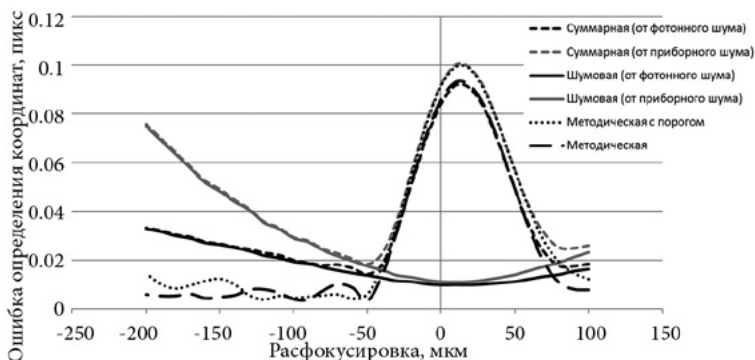


Рис. 7. Ошибка определения координат для модели с учетом влияния характеристик объектива

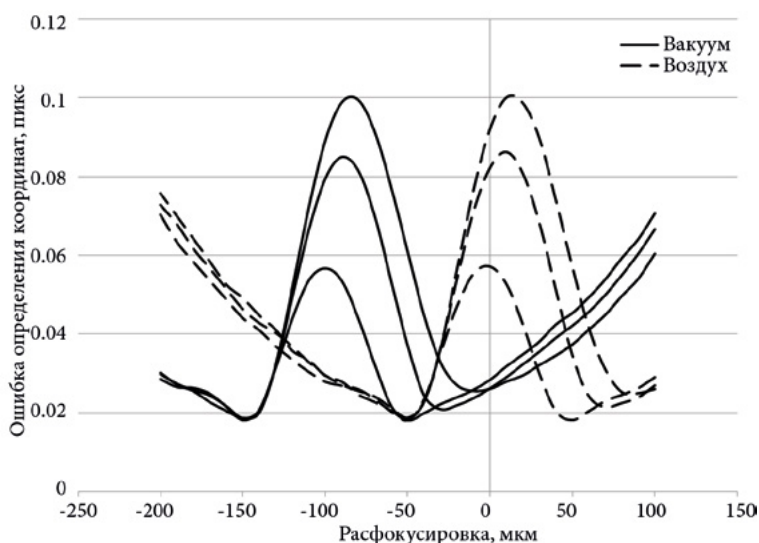


Рис. 8. Ошибка определения координат для модели с учетом влияния характеристик объектива при двух режимах эксплуатации: воздух, вакуум. В каждом режиме представлено три положения на матрице, сверху вниз: центр, край, угол

Рядом с фокальной плоскостью (расфокусировка –  $0$  мкм) шумовая составляющая доходит до  $0,01$  пикселя, что говорит о значительном влиянии методической ошибки на результат –  $0,1$  пикселя.

На графике в зависимости от интегральной яркости рассматриваются наиболее различные расфокусировки: отстранение от фокальной плоскости на  $-50$  и  $+10$  мкм, ошибка определения координат центров не зависит от яркости объекта, в данном

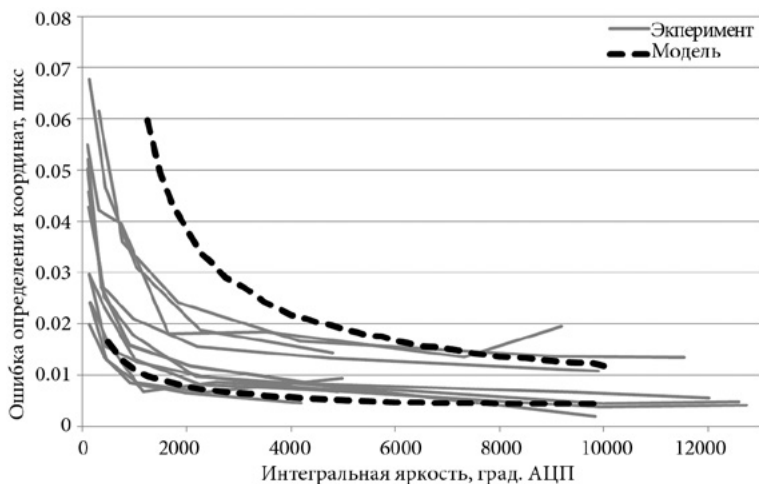
случае начиная с 1000 градаций АЦП. Однако ошибка для положения при +10 мкм в 10 раз превышает это же значение для положения при -50 мкм. Причиной этому служит крайне острая фокусировка при отстранении от фокальной плоскости на +10 мкм, когда практически вся энергия сосредотачивается в один пиксель.

В результате моделирования показано, что воздействия температуры и спектрального класса на результат не являются критичными, наиболее существенные изменения вносит режим эксплуатации в воздухе и в вакууме. При переходе из одной среды в другую результаты расчета смешаются, т.е. переход из воздуха в вакуум эквивалентен перемещению плоскости матрицы на 100 мкм (рис. 8).

#### 4. СРАВНЕНИЕ С ЭКСПЕРИМЕНТОМ

Для эксперимента на стенде имитации одной звезды выбрана аналогичная оптическая система, как в модели реального объектива. На имитаторе одной звезды перефокусировка коллиматора эквивалентна перемещению матрицы в приборе относительно фокальной плоскости. Таким образом, при нескольких фокусировках и различных экспозициях на стенде сняты серии кадров.

На рис. 9 представлен график СКО ошибок определения координат центров для 10 различных фокусировок в зависимости от интегральной яркости. В эксперименте удалось достичь значения до 0,01 пикселя, начиная с 1000 градаций АЦП для шумовой составляющей. Если представить на том же графике результаты по модели из предыдущего опыта, то они сойдутся, что подтверждает хорошую корреляцию с экспериментом.



**Рис. 9.** Ошибка определения координат для разных расфокусировок в зависимости от интегральной яркости (шумовая составляющая). Результаты эксперимента и модели с учетом влияния характеристик объектива

#### ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Ошибка определения координат центров звезд сводится к минимуму при оптимальных значениях параметра  $\sigma$  и интегральной яркости. Значение интегральной яркости изображения звезды должно начинаться от 1000 градаций АЦП. В свою очередь оптимальные значения параметра  $\sigma$  находятся в пределах 0,4 – 0,5. Также в результате исследований показано, что шумовая составляющая может достигать порядка 0,01 пикселя (при интегральной яркости не менее 1000 градаций АЦП),

что является положительным результатом для минимизации погрешности определения координат. Кроме того, разработанная модель реальной оптической системы и проведенный эксперимент обладают высокой степенью корреляции, что дает возможность исследовать и другие приборы подобным методом.

## **STUDY OF ERRORS IN DETERMINING STAR IMAGE ENERGY CENTERS' COORDINATES ON THE STAR TRACKER'S PHOTO RECEIVER**

***M.L. Belichenko*<sup>1</sup>, *R.V. Bessonov*<sup>1</sup>, *V.U. Dementiev*<sup>1</sup>, *D.S. Zavgorodniy*<sup>2</sup>**

<sup>1</sup>Space Research Institute RAS, Moscow, Russia

<sup>2</sup>LOMO JSC, St. Petersburg, Russia

The study of errors in determining star image energy centers' coordinates on the star tracker's photoreceiver is presented. The total error consists of methodical and noise components, which are identified within the research process. Methodological error appears regardless of the noise superimposed on the image, but its contribution can be minimized if there are optimal focusing parameters. Thus, in addition to classification of star image energy centers determination errors, it is necessary to determine the optimal parameters of the star tracker focusing. An important step in solving this task was the simulation of objects images. An ideal case was considered - Gaussian distribution and a model taking into account the impact of the lens real characteristics. A number of factors affecting the image, such as stars' spectral class, the temperature or tracker operation conditions were also analyzed. The final stage of the study was the comparison of the model with experimental data. One of the simulated experiments for the same optical system as in the model was reproduced at one star imitator. This made it possible to compare the results and to assess the high degree of model and experiment correlation.

*Keywords:* orientation, frames, pixels, noise, photoreceiver, star trackers, star sensors, methodical error, errors, subpixel accuracy.

---

**Bessonov** Roman Valerievich – head of department, PhD, [besson777@gmail.com](mailto:besson777@gmail.com)

**Zavgorodniy** Dmitriy Sergeevich – lead construction engineer, [dima\\_ifmo@mail.ru](mailto:dima_ifmo@mail.ru)

**Belichenko** Maria Leonidovna – engineer

**Dement'ev** Vladimir Yurievich – construction engineer

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

**Н.А. Строилов, А.В. Никитин, А.Н. Куркина, Р.В. Бессонов**

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

В работе описаны методики взаимной привязки систем координат приборов комплекса ориентации космического аппарата (КА) как между собой, так и с осями полезной нагрузки и со связанными осями КА. Рассмотрены две возможности проведения наземной калибровки: путём измерения посадочных мест приборов и с помощью автоколлимационных измерений зеркальных оптических кубов, дополнительно установленных на приборах. Процесс калибровки разбит на два последовательных этапа: автономная калибровка каждого прибора на предприятии-изготовителе и комплексная калибровка приборов, установленных на КА. Рассмотрен также вариант проведения калибровки в процессе лётных испытаний. Проведённый анализ итоговых ошибок показывает преимущество метода калибровки с использованием зеркальных оптических кубов перед методом калибровки через посадочные места приборов.

*Ключевые слова:* приборы, ориентация космического аппарата, наземная, взаимная калибровка, привязка систем координат, методики, автоколлимационные измерения, оценка погрешностей.

В статье используются следующие условные обозначения:

- БОКЗ – блок определения координат звёзд,
- БОКЗ-ВТ – блок определения координат звёзд высокоточный,
- ВСК – внутренняя система координат,
- ИСК – инерциальная система координат,
- КА – космический аппарат,
- ПСК – приборная система координат,
- СК – система координат,
- СКО – среднеквадратическое отклонение,
- СКОК – система координат оптического зеркального куба, установленного на измеряемом приборе,
- СКОК-К – система координат оптического зеркального куба, установленного на кронштейне стенда,
- ССК – связанная система координат.

## ВВЕДЕНИЕ

Решение задачи ориентации космического аппарата подразумевает определение параметров ориентации измерительными приборами и дальнейшую оценку по их показаниям направлений связанных осей КА и других бортовых систем, таких как исполнительные органы КА и целевая аппаратура. Приборами, измеряющими параметры ориентации на борту, выступают гироскопические датчики угловой скорости и оптические инструменты: солнечные датчики, звездные датчики, датчики горизонта (т.е. астроприборы). К исполнительным органам, обладающим системой координат, ориентация которых должна быть измерена и оценена, отно-

---

**Строилов** Николай Александрович – младший научный сотрудник, stroilov@iki.rssi.ru  
**Никитин** Андрей Владимирович – ведущий научный сотрудник, к.т.н., andvnik935@yandex.ru  
**Куркина** Анна Николаевна – младший научный сотрудник, kurkinaan@mail.ru  
**Бессонов** Роман Валерьевич – заведующий отделом, к.т.н., besson777@gmail.com



сятся двигатели-маховики, реактивные двигательные установки и т.д. К целевой аппаратуре, требующей наведения и измерения параметров ориентации в абсолютном пространстве, относятся съемочные системы дистанционного зондирования Земли, космические телескопы, антенны радиолокаторов и систем связи.

Различные задачи предъявляют различные требования к точности измерения параметров относительной ориентации приборных систем координат: от угловых минут до тысячных долей угловой секунды. Однако во всех случаях решение задачи ориентации требует привязки систем координат приборов между собой, т.е. калибровки относительной ориентации между системами координат приборов, установленных на борту КА.

Конечная цель такой калибровки – обеспечить привязку каждого прибора ориентации (каждой системы координат, в которых непосредственно выполняются угловые измерения) к единой общей системе координат, в качестве которой может выступать либо связанная система координат КА (ССК), либо система координат полезной нагрузки или другого прибора.

Для звёздных датчиков, разрабатываемых в ИКИ РАН, измерительными являются *внутренние системы координат* (ВСК), положение которых вычисляется в инерциальном пространстве (ИСК). ВСК реализуется взаимным расположением объектива и плоскости фотоприёмного устройства (ПЗС- или КМОП-матрицей). Две оси системы координат лежат в плоскости фотоприёмника, третья – дополняет систему до правой и проходит через заднюю узловую точку объектива. Основными параметрами ВСК являются: эквивалентное фокусное расстояние объектива (масштаб изображения), координаты главной точки и коэффициенты полинома, описывающие дисторсию объектива. Все параметры ВСК вычисляются по снимкам реального звёздного неба в ходе натурных испытаний, проводимых до геометрической калибровки. Порядок калибровки ВСК и погрешности калибровки описаны в работе [Аванесов Г.А., Бессонов Р.В., Куркина А.Н., Сметанин П.С. Исследование алгоритма калибровки внутренней системы координат прибора звёздной ориентации по небу // Статья в настоящем сборнике, с. 16]. Аналогичная терминология может быть распространена на другие оптические приборы, а также на приборы других типов, например, на гироскопы.

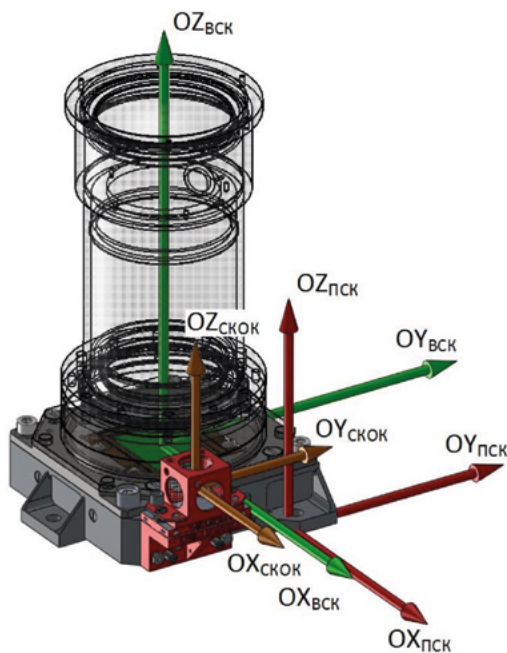


Рис. 1. Системы координат звёздного датчика

К внешним относятся реализованные физически следующие системы координат: *приборная система координат* (ПСК) (реализована с помощью посадочных отверстий высоких классов точности и посадочной плоскости с низкой шероховатостью) и *система координат оптического зеркального куба* (СКОК) (куб жёстко монтируется на корпус прибора при изготовлении и не снимается на протяжении всех испытаний вплоть до завершения комплексной отработки КА; зеркальные грани куба позволяют проводить оптические измерения методом автоколлимации, что, как будет показано ниже, значительно увеличивает точность наземной калибровки).

Системы координат оптической головки прибора БОКЗ-ВТ показаны на рис. 1.

Переход между двумя системами координат (СК) или между двумя приборами, установленными на КА, может быть выражен ортогональной матрицей поворота размерностью  $3 \times 3$ , содержащей направляющие косинусы осей одной системы координат в другой. Матрицу, содержащую направляющие косинусы  $a$ , перехода от системы координат  $i$  к системе координат  $j$ , или, другими словами, матрицу ориентации осей системы координат  $j$  в системе координат  $i$ , будем обозначать как  $M_{CKj}^{CKi}$ :

$$M_{CKj}^{CKi} = \begin{matrix} x_{CKj} \\ y_{CKj} \\ z_{CKj} \end{matrix} \begin{pmatrix} X_{CKi} & Y_{CKi} & Z_{CKi} \\ a_{1,1} & a_{1,2} & a_{1,3} \\ a_{2,1} & a_{2,2} & a_{2,3} \\ a_{3,1} & a_{3,2} & a_{3,3} \end{pmatrix}.$$

В результате проведения взаимной привязки измерения ориентации, полученные разными приборами, должны быть тождественны (с точностью до ошибок измерения) при учёте матриц перехода между ними, т.е. должно выполняться следующее равенство:

$$M_{ССК}^{ВСК1} M_{ВСК1}^{ИСК} = M_{ССК}^{ВСК2} M_{ВСК2}^{ИСК} = \dots = M_{ССК}^{ИСК}. \quad (1)$$

Связь ВСК двух произвольных приборов может быть записана следующим образом:

$$M_{ВСК1}^{ИСК} = \left( M_{ССК}^{ВСК1} \right)^T M_{ССК}^{ВСК2} M_{ВСК2}^{ИСК} = M_{ВСК1}^{ВСК2} M_{ВСК2}^{ИСК}, \quad (2)$$

$$M_{ВСК2}^{ВСК1} = \left( M_{ССК}^{ВСК2} \right)^T M_{ССК}^{ВСК1}.$$

Целью взаимной калибровки должен быть поиск матриц перехода от ВСК различных приборов к единой системе координат  $M_{ССК}^{ВСК}$ , либо матриц между ВСК приборов  $M_{ВСК1}^{ВСК2}$ . Поиск таких матриц возможен во время лётных испытаний КА. Лётная калибровка основана на одномоментном измерении одной физической величины несколькими приборами. Для оптических приборов это одномоментное измерение  $M_{ВСК}^{ИСК}$ . Для связи оптических приборов с гироскопами могут использоваться одновременные измерения проекции вектора угловой скорости на оси ВСК приборов. При этом в результате обработки данных измерений удается вычислить матрицы перехода непосредственно между ВСК приборов. Однако проведение таких измерений на Земле в цехе, где производится сборка аппарата, практически невозможно.

При отсутствии лётной калибровки имеют место наземные измерения, для которых целесообразно использование ПСК или СКОК приборов в качестве промежуточных систем координат. Тогда (1) и (2) можно представить следующим образом:

$$M_{ССК}^{ПСК1} M_{ПСК1}^{ВСК1} M_{ВСК1}^{ИСК} = M_{ССК}^{ПСК2} M_{ПСК2}^{ВСК2} M_{ВСК2}^{ИСК} = \dots = M_{ССК}^{ИСК}, \quad (3)$$

$$M_{ССК}^{СКОК1} M_{СКОК1}^{ВСК1} M_{ВСК1}^{ИСК} = M_{ССК}^{СКОК2} M_{СКОК2}^{ВСК2} M_{ВСК2}^{ИСК} = \dots = M_{ССК}^{ИСК}, \quad (4)$$

$$M_{ВСК1}^{ИСК} = \left( M_{ВСК1}^{ВСК1} \right)^T \left( M_{ПСК2}^{ПСК1} \right)^T M_{ПСК2}^{ВСК2} M_{ВСК2}^{ИСК},$$

$$M_{BCK2}^{BCK1} = \left( M_{PCK2}^{BCK2} \right)^T M_{PCK2}^{PCK1} M_{PCK1}^{BCK1},$$

$$M_{BCK1}^{HCK} = \left( M_{CKOK1}^{BCK1} \right)^T \left( M_{CKOK2}^{CKOK1} \right)^T M_{CKOK2}^{BCK2} M_{BCK2}^{HCK},$$

$$M_{BCK2}^{BCK1} = \left( M_{CKOK2}^{BCK2} \right)^T M_{CKOK2}^{CKOK1} M_{CKOK1}^{BCK1}.$$

Наземную калибровку можно разделить на комплексную, проводимую на борту КА, результатом которой являются матрицы перехода между внешними системами координат приборов (ПСК и СКОК) к общей системе координат КА (ССК), и автономную, проводимую для каждого прибора, – матрицы перехода от измерительных систем к внешним – к ПСК и СКОК.

Из вышесказанного следует, что взаимную привязку приборов на борту можно разбить на три последовательных этапа: автономная калибровка, комплексная калибровка и лётная калибровка. Описание этапов приведено в табл. 1.

Таблица 1. Этапы калибровки

Этап	Наименование	Цель	Определяемые матрицы
I	Автономная калибровка прибора на предприятии-изготовителе	Определение перехода между ВСК и ПСК, а также между ВСК и СКОК для каждого прибора	$M_{PCK}^{BCK}$ , $M_{CKOK}^{BCK}$
II	Взаимная калибровка приборов до либо после монтажа на КА	Определение положения ПСК или СКОК установленных приборов и их связь с осями КА	$M_{PCK2}^{PCK1}$ , $M_{CKOK2}^{CKOK1}$ , $M_{ССК}^{PСК}$ , $M_{ССК}^{СКОК}$
III	Полётная калибровка при испытаниях и целевом функционировании КА	Определение положения ВСК приборов	$M_{BCK2}^{BCK1}$

Ввиду отсутствия дополнительных переходов к посадочным местам или оптическим элементам, а также вследствие ряда других факторов, лётная калибровка оказывается гораздо точнее наземных измерений. В итоге проведение лётной калибровки определяет погрешности измерения параметров ориентации всего КА. Проведение лётной калибровки является отдельной задачей и описана в работах [Никитин и др., 2011 а], [Никитин и др., 2011 б], [Кондратьева и др., 2013], [Аванесов и др., 2013], [Аванесов и др., 2008], [Белинская Е.В. и др., 2015]. В тех случаях, когда лётная калибровка невозможна, погрешности определения параметров ориентации КА, в основном, вызваны ошибками в знании матриц перехода между системами координат приборов.

Рассмотрим подробно методики проведения калибровок звёздных датчиков на этапах I и II и оценим вносимые ошибки.

## АВТОНОМНАЯ КАЛИБРОВКА ПРИБОРА НА ПРЕДПРИЯТИИ-ИЗГОТОВИТЕЛЕ, СТЕНД ВЗАИМНОЙ КАЛИБРОВКИ

Калибровка на предприятии-изготовителе заключается в определении матриц перехода между тремя системами координат каждого звёздного датчика. На данном этапе должны быть получены матрицы  $M_{PCK}^{BCK}$  и  $M_{CKOK}^{BCK}$ .

При изготовлении звездных датчиков типа БОКЗ указанные измерения проводятся на стенде определения матриц взаимной ориентации. Расположение оборудования на оптическом столе стенда показано на рис. 2. Общий вид стенда при определении матрицы перехода от ВСК к СКОК приведён на рис. 3. Порядок работы на стенде описан в табл. 2.

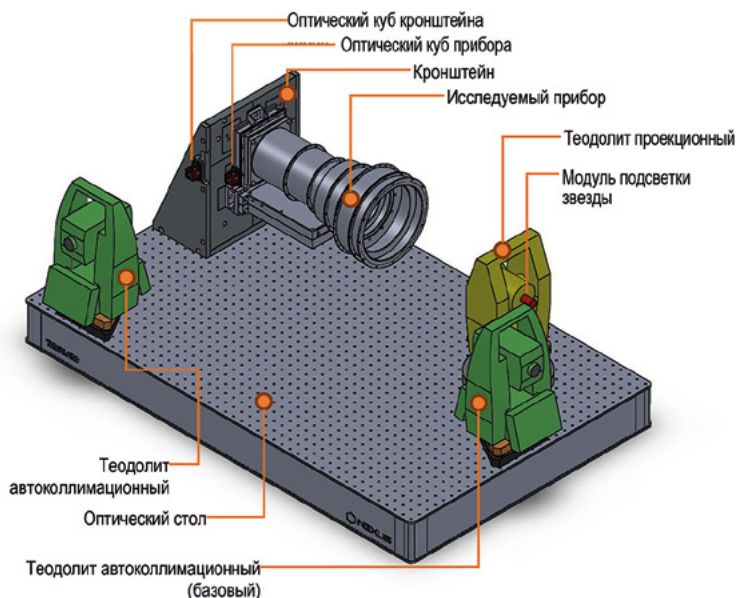


Рис. 2. Расположение оборудования на оптическом столе стэнда

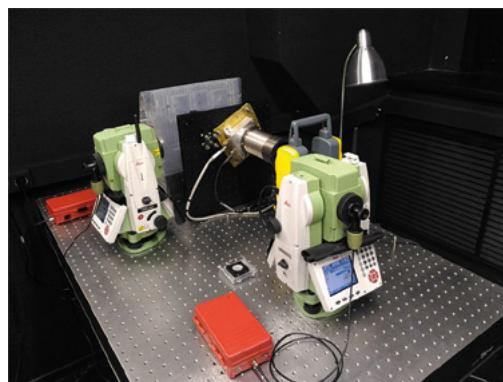


Рис. 3. Стенд определения матриц взаимной ориентации с макетом прибора БОКЗ-ВТ

Методики определения матриц перехода для звездных датчиков основаны на измерениях тремя теодолитами с допустимой инструментальной среднеквадратической погрешностью измерения горизонтальных и вертикальных углов не более 2 угл.с. Два теодолита стэнда используются для реализации системы СКОК и фиксируют путем автоколлимации положение двух граней зеркального куба прибора или куба, установленного на кронштейне стэнда. Третий теодолит – проекционный – используется для реализации ВСК. Его излучатель имитирует звезду в поле зрения прибора. Поворотами третьего теодолита осуществляются сканирование поля зрения прибора и множественные измерения направлений излучателя, средствами как прибора, так и теодолита. Взаимные измерения угловых положений всех теодолитов позволяют связать направления, измеренные прибором с СКОК. После множественных измерений выполняется программно-математическая процедура уравнивания ошибок методом наименьших квадратов и определения трех углов перехода от осей ВСК к СКОК.

Угловые положения линии классный паз – классное отверстие и посадочной плоскости переносятся на грани зеркального куба, установленного на кронштейне стенда (СКОК-К). Переход от СКОК-К к ПСК осуществляется через калибровочную матрицу. Измерение калибровочной матрицы проводится за две операции. Сначала лекальная линейка с оптическим кубом прикладывается к классным шпилькам, тем самым реализуется линия классный паз – классное отверстие (рис.4). Нормаль грани зеркального куба измеряется автоколлимационными теодолитами. Затем посадочная плоскость реализуется прикладыванием плоскопараллельного зеркала с известной клиновидностью к посадочной плоскости кронштейна и также промеряется нормаль от зеркала к граням зеркального куба кронштейна. В результате математической обработки показаний всех теодолитов вычисляется  $M_{СКОК-К}^{ПСК}$ .

Таблица 2. Порядок работы на стенде с приборами с установленным оптическим кубом

№ операции	Определяемая матрица	Описание
1	$M_{СКОК-К}^{ПСК}$	Определение матрицы перехода от посадочных мест кронштейна к СКОК кронштейна. Ось Z ПСК реализуется прикладыванием при помощи плоскопараллельного зеркала к посадочной плоскости. Линия классный паз – классное отверстие реализуется прикладыванием лекальной линейки с установленным зеркалом к классным шпилькам кронштейна. Операция выполняется для каждого типа прибора и повторяется после четырёх измерений приборов одного типа
2а	$M_{СКОК}^{ВСК}$	Проецирование изображения звезды через оптическую систему прибора и одновременное фиксирование положения СКОК прибора при помощи автоколлимационных теодолитов
2б	$M_{СКОК-К}^{ВСК}$ $M_{СКОК}^{СКОК}$ $M_{СКОК-К}^{СКОК}$	Определение взаимного положения двух СКОК: куба прибора и куба кронштейна, а также их положения относительно ВСК
3	$M_{ПСК}^{ВСК}$	Произведение $M_{СКОК-К}^{ВСК}$ и $(M_{СКОК-К}^{ПСК})^T$
4	$M_{ПСК}^{ВСК}$	Произведение $M_{СКОК}^{ВСК}$ , $M_{СКОК-К}^{СКОК}$ и $(M_{СКОК-К}^{ПСК})^T$



Рис. 4. Определение линии классный паз – классное отверстие при помощи лекальной линейки

## КОМПЛЕКСНАЯ КАЛИБРОВКА НА КА

В ходе комплексной калибровки на борту КА необходимо измерить матрицы  $M_{ПСК1}^{ПСК1}$ ,  $M_{СКОК2}^{СКОК1}$  между внешними системами координат (ПСК и СКОК) различных приборов, а также определить положение относительно общей системы координат аппарата:  $M_{ССК}^{ПСК}$ ,  $M_{ССК}^{СКОК}$ . Это возможно реализовать двумя способами: 1) после монтажа приборов путем измерения взаимного положения их оптических кубов, 2) до монтажа приборов путём измерения их посадочных мест на КА.

В первом случае выполняются теодолитные автоколлимационные измерения (рис.5), аналогичные измерениям первого этапа (операция 2б, см.табл.2). СКОК приборов привязываются между собой и к СКОК космического аппарата, имитирующего ССК, т.е. измеряются матрицы  $M_{ССК}^{СКОК}$ ,  $M_{СКОК2}^{СКОК1}$ .

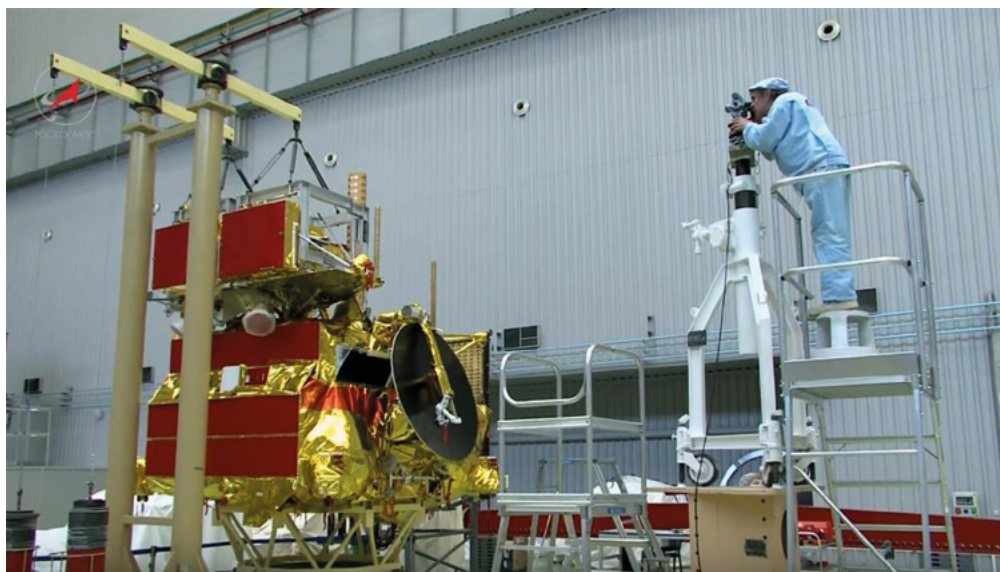


Рис. 5. Автоколлимационные измерения приборов КА в НПО им. С.А. Лавочкина, кадр из фильма «НПО им. С.А. Лавочкина: от самолетов - до межпланетных станций», телестудия Роскосмоса, 2016 г.

Во втором случае калибровка прибора подразумевает измерение матриц  $M_{ПСК2}^{ПСК1}$  и  $M_{ССК}^{ПСК}$ . В этом случае для проведения теодолитных оптических измерений дополнительно изготавливаются имитаторы посадочных мест приборов, на которых располагаются зеркальные кубы. Имитаторы посадочной плоскости прибора также калибруются, а в процессе калибровки измеряются матрицы перехода от СКОК имитатора к ПСК имитатора.

## ОЦЕНКА ТОЧНОСТИ КАЛИБРОВКИ

Под итоговой случайной погрешностью привязки приборов к общей системе координат будем понимать среднеквадратическое отклонение (СКО) углов поворота, выраженных в матрице  $M_{ССК}^{ПСК}$ . Оценку итоговой погрешности необходимо разделить в зависимости от типа калибровки: при лётной калибровке через ВСК, при наземной калибровке - через СКОК или через ПСК. Итоговая погрешность измерений складывается из составляющих и вычисляется по формуле:  $\sigma_{итог.} = \sqrt{\sum n_i \sigma_i^2}$ ,

где  $\sigma_{итог.}$  – итоговое СКО,  $\sigma_i$  –  $i$ -я составляющая (СКО),  $n_i$  – число вхождений  $i$ -й составляющей. Для оценки итоговой погрешности необходимо оценить СКО углов поворота в матрицах, участвующих в расчёте  $M_{ССК}^{ИСК}$  по (1), (3) и (4).

Предположим, что в качестве ССК используется ВСК полезной нагрузки или другого прибора, а переход к ССК будет реализован либо через ПСК, либо через СКОК. Ошибками определения ориентации ВСК в ИСК в настоящем расчёте пренебрежём. Эта ошибка определяется типом прибора и, безусловно, внесёт дополнительный вклад в общую погрешность.

Итоговые значения погрешностей представлены в табл.3. Декомпозиция входящих ошибок представлена в табл.4- 6. В таблицах значения погрешностей округлены в большую сторону. В столбцах « $\sigma_{итог.}$ » указаны значения погрешностей по трём осям, в дробных числах указана погрешность определения направления оси визирования / погрешность определения вращения вокруг оси визирования.

Таблица 3. Итоговые значения погрешностей калибровки

Погрешность (1хСКО)	Составляющие погрешности (1хСКО)			$\sigma_{итог.}$ угл. с.
	наименование	$\sigma$ , угл. с.	$n$	
$M_{ССК}^{ИСК}$ через ПСК	- определения $M_{ПСК}^{ВСК}$	от 15 / 42 до 16 / 55	1	26 / 70
	- определения $M_{ССК}^{ПСК}$	17 / 43	1	
$M_{ССК}^{ИСК}$ через СКОК	- определения $M_{СКОК}^{ВСК}$	от 8 / 10 до 9 / 36	1	от 14 / 15 до 14 / 38
	- определения $M_{ССК}^{СКОК}$	11	1	
$M_{ССК}^{ИСК}$ через ВСК	- определения $M_{ССК}^{ВСК}^*$	от 0,3 / 1,5 до 2,5 / 33	2	от 0,5 / 3 до 3,5 / 47

Таблица 4. Составляющие погрешностей табл.3

Погрешность (1хСКО)	Составляющие погрешности (1хСКО)			$\sigma_{итог.}$ угл. с.
	наименование	$\sigma$ , угл. с.	$n$	
определения $M_{ПСК}^{ВСК}$	- реализации ВСК 14 точками;	от 1 / 5 до 3 / 35	1	от 15 / 42 до 16 / 55*
	- реализации ПСК (кронштейн стенда и прибор);	7 / 28	2	
	- определения перехода 6 измерениями (для ПСК–СКОК-К и ВСК–СКОК-К);	8	2	
определения $M_{ССК}^{ПСК}$	- реализации ПСК (имитатор посадочного места и прибор);	7 / 28	2	17 / 43
	- реализации ССК (СКОК);	–	1	
	- определения перехода 12 измерениями (куб имитатора - ССК);	11		
определения $M_{СКОК}^{ВСК}$	- определения перехода 6 измерениями (куб – ПСК имитатора);	8	1	от 8 / 10 до 9 / 36
	- реализации ВСК;	от 1 / 5 до 3 / 35	1	
	- реализации СКОК;	–	1	
- определения перехода 6 измерениями;	8			
определения $M_{ССК}^{СКОК}$	- реализации СКОК;	–	1	11
	- реализации ССК (СКОК);	–		
	- определения перехода 12 измерениями	11		

Таблица 5. Составляющие погрешностей табл.4

Погрешность (1хСКО)	Составляющие погрешности (1хСКО)			$\sigma_{\text{итог.}}$ угл. с.
	наименование	$\sigma$ , угл. с.	$n$	
реализации ВСК (14 точек)	- вычисления направления на одну звезду, - одиночного измерения теодолитом;	от 1 до 10	14	от 1 / 5 до 3/35**
		3	14	
реализации ПСК	- неплоскостности посадочной поверхности на расстоянии 100 мм, - допуска двух классных отверстий на расстоянии 75 мм;	max 5 (мкм)	1	7 / 28
		max 15 (мкм)	1	
реализации СКОК	- неперпендикулярности граней зеркального куба;	—	—	—
определения перехода 6 измерениями	- СКО одиночного измерения теодолитом;	3	6	8
определения перехода 12 измерениями	- СКО одиночного измерения теодолитом	3	12	11

Таблица 6. Составляющие погрешностей табл.5

Погрешность (1хСКО)	Составляющие погрешности (1хСКО)			$\sigma_{\text{итог.}}$ угл. с.
	наименование	$\sigma$ , угл. с.	$n$	
одиночного измерения теодолитом	- измерения горизонтального и вертикального кругов (согласно поверке теодолита),	2	1	3
	- наведения при автоколлимации (по ГОСТ Р ИСО 17123-3-2011),	1	1	
	- колебаний вертикальной оси, измеренных при помощи компенсатора теодолита;	2	1	
вычисления направления на одну звезду	определения ошибок калибровки ВСК и измерения координат звезды на матрице, принимается равной 1/10 углового элемента разрешения прибора;	от 1 до 10	1	от 1 до 10***
неперпендикулярности граней зеркального куба	определения неперпендикулярности граней зеркального куба, измеряется на отражательном гониометре с погрешностью 1угл.с.; погрешность учитывается или компенсируется при измерениях	—	—	—

Примечания к таблицам:

1СКО = 1хСКО = 1 $\sigma$ , может быть 3хСКО,  $\pm$  / 3хСКО, 6хСКО, цифра 1 указывает на погрешность единичного измерения.

\* Привязка ВСК к ССК при лётных испытаниях характеризуется точностью определения ориентации в ИСК для данного прибора. В качестве ССК может использоваться ВСК другого прибора. Оценки погрешности измерения параметров ориентации ВСК в ИСК можно принять равными

$$\sigma_{xy} \approx \frac{\Delta}{40}, \quad \sigma_z \approx \sigma_{xy} \frac{2}{\varphi},$$

где  $\sigma_{xy}$  – СКО определения углов разворота вокруг осей X и Y ВСК;

$\sigma_z$  – СКО определения угла разворота вокруг оси Z ВСК;

$\Delta$  – угловое разрешение прибора; для большинства приборов звездной ориентации угловое разрешение находится в диапазоне от 10 до 100 угл.с;

$\varphi$  – поле зрения прибора, выраженное в радианах; для большинства приборов звездной ориентации поле зрения варьируется в диапазоне от 10...20°, т.е. 0,15...0,35 радиан.

Оценка, приведенная в табл. 3, характеризует погрешность единичного измерения (1 СКО) матрицы  $M_{\text{ВСК}2}^{\text{ВСК}1}$ . При возможности набора  $n$  измерений данная оценка может быть

уточнена в  $\sqrt{n}$  раз.



\*\* Итоговая погрешность реализации ВСК вычисляется по формулам:

$$\sigma_{xy} = \frac{\sqrt{\sigma_{\text{напр.зв.}}^2 + \sigma_{\text{теод.}}^2}}{\sqrt{n}}, \quad \sigma_z \approx \sigma_{xy} \frac{2}{\varphi},$$

где  $\sigma_{xy}$  – СКО определения углов разворота вокруг осей X и Y ВСК;

$\sigma_z$  – СКО определения углов разворота вокруг осей Z ВСК;

$\sigma_{\text{напр.зв.}}$  – СКО определения направления на звезду;

$\sigma_{\text{теод.}}$  – СКО одиночного измерения теодолитом;

$n$  – число точек, используемых при построении ВСК.

Погрешность реализации ВСК может быть уменьшена путём увеличения числа проецированных точек.

\*\*\* Указанные величины ошибок реализуются для приборов с угловым разрешением от 10 до 100 угл.с.

## ВЫВОДЫ

Взаимная привязка необходима для уменьшения систематических погрешностей, как внутри прибора ориентации, так и между приборами при их комплексной работе на КА. Привязку можно разделить на три этапа: автономную, комплексную и лётную.

Наилучший результат даёт лётная калибровка приборов, точность которой сопоставима с точностью определения ориентации калибруемые датчиками, в случае звёздных приборов – единицы и доли угловых секунд. Данная калибровка проводится в невесомости на выведенном аппарате, после его полной дегазации, следовательно, лётная калибровка учитывает все деформации конструкций и стабильна во времени. Нет необходимости в использовании дополнительных внешних систем координат (ПСК или СКОК), привязку между приборами можно производить в системах, в которых выполняются непосредственные измерения (ВСК).

Наземная калибровка актуальна при невозможности лётных измерений. В этом случае необходимо использовать дополнительные промежуточные системы координат, которыми могут выступать посадочные места либо зеркальные кубы. Привязка между внутренними и внешними системами координат каждого прибора выполняется автономно на предприятии-изготовителе прибора. Затем следуют комплексные измерения внешних систем координат после монтажа приборов на КА.

Привязка через классные отверстия и посадочные плоскости даёт СКО определения направления оси визирования звёздного датчика порядка 30 угл. с и СКО вращения вокруг оси визирования более 1 угл. мин.

Использование зеркальных кубов и проведение автоколлимационных измерений сначала на предприятиях-изготовителях датчиков, а затем на КА позволяют уменьшить итоговые погрешности привязки в два раза, а именно до 15 угл. с по трём осям для высокоточных звёздных датчиков и не более 15 угл.с (определение направления) и 38 угл. с (вращение) для других приборов.

## ЛИТЕРАТУРА

- [Аванесов Г. А. и др., 2013] *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.
- [Аванесов Г. А. и др., 2008] *Аванесов Г. А., Красиков В. А., Никитин А. В.* Оценка точности звёздного прибора БОКЗ-М по результатам наземных и лётных испытаний // Первая Всерос. научно-технич. конф. «Современные проблемы определения ориентации и навигации космических аппаратов». 22–25 сент. 2008, Россия, Таруса: сб.тр. / Под.ред. Г.А.Аванесова. М.: ИКИ РАН, 2009. С. 387–408.
- [Белинская Е. В. и др., 2015] *Белинская Е. В., Воронков С. В., Никитин А. В., Строилов Н. А., Яскович А. Л.* Влияние формы одиночной звезды на точностные характеристики системы датчиков гида телескопа Т-170М // Четвертая Всерос. научно-технич. конф. «Современные проблемы определения ориентации и навигации космических аппаратов». 08–11 сент. 2014, Россия, Таруса: сб.тр. / Под.ред. Г.А.Аванесова. М.: ИКИ РАН, 2015. С. 38–54.

- [Кондратьева Т.В. и др., 2013] *Кондратьева Т.В., Никитин А.В., Полянский И.В.* Оценка точности автоматической географической привязки пространственных данных комплекса многозональной спутниковой съёмки в ходе лётной эксплуатации // Третья Всерос. научно-технич. конф. «Современные проблемы определения ориентации и навигации космических аппаратов». 10—13 сент. 2012, Россия, Таруса: сб.тр. / Под.ред. Г.А.Аванесова. М.: ИКИ РАН, 2013. С. 310—326.
- [Никитин А.В. и др., 2011 а] *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 полёта космического аппарата «Метеор-М» // Вторая Всерос. научно-технич. конф. «Современные проблемы определения ориентации и навигации космических аппаратов». 13—16 сент. 2010, Россия, Таруса: сб.тр. / Под.ред. Г.А.Аванесова. М.: ИКИ РАН, 2011. С. 289—307.
- [Никитин А.В. и др., 2011 б] *Никитин А.В., Дунаев Б.С., Красиков В.А.* Наземный эксперимент по синхронному определению параметров угловой инерциальной ориентации тремя приборами звёздной ориентации БОКЗ-М // Вторая Всерос. научно-технич. конф. «Современные проблемы определения ориентации и навигации космических аппаратов». 13—16 сент. 2010, Россия, Таруса: сб.тр. / Под.ред. Г.А.Аванесова. М.: ИКИ РАН, 2011. С. 62—69.

## **STAR TRACKER PRINCIPAL AXES INTERCALIBRATION BENCH. ESTIMATION OF MEASUREMENT ERRORS BETWEEN TRACKER'S COORDINATE SYSTEMS**

***N. Stroilov, A. Nikitin, A. Kurkina, R. Bessonov***

Space Research Institute of Russian Academy of Sciences, Moscow, Russia

The paper describes intercalibration between coordinate systems of spacecraft attitude instruments, payload and spacecraft principal axes. Calibration techniques and error evaluation are given. There are two ways of calibration: the first using mount seats, precision holes and plates, and the second using autocollimation measurements of mirror cube faces, which should be installed of instruments enclosures. The ground calibration process is divided into two successive stages: 1) independent autonomous calibration of each instrument by the manufacturer; 2) joint calibration of instruments mounted on the spacecraft. Conducted errors analysis are shows advantage of calibration though optical mirror cubes prior calibration through the seats.

*Keywords:* spacecraft orientation instruments, ground, calibration, intercalibration, coordinate systems, principal axes, techniques, methods, autocollimation measurements, mirror cube.

---

**Stroilov** Nikolay Aleksandrovich — junior scientist, stroilov@iki.rssi.ru

**Nikitin** Andrey Vladimirovich — senior scientist, PhD, andvnik935@yandex.ru

**Kurkina** Anna Nikolaevna — junior scientist, kurkinaan@mail.ru

**Bessonov** Roman Valer'evich — head of department, PhD, besson777@gmail.com

## СТЕНДОВОЕ ОБОРУДОВАНИЕ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОПТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЗВЕЗДНЫХ ДАТЧИКОВ

**Р.В. Бессонов<sup>1</sup>, Н.Н. Брысин<sup>1</sup>, И.В. Полянский<sup>1</sup>, С.В. Воронков<sup>1</sup>, Е.В. Белинская<sup>1</sup>, Г.С. Полищук<sup>2</sup>, В.П. Трегуб<sup>2</sup>, Д.С. Завгородний<sup>2</sup>**

<sup>1</sup> ФГБУН Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН), Москва, Россия

<sup>2</sup> АО «ЛОМО», Санкт-Петербург, Россия

Актуальным вопросом для современных астрометрических задач является повышение точности измерения координат звезд, что, в свою очередь, делает актуальной разработку стендового оборудования, предназначенного для высокоточного определения оптических характеристик звездных датчиков. При разработке стендового оборудования было решено определять фокусное расстояние и параметры дисторсии в условиях нормального давления, а при низком вакууме проводить контроль качества фокусировки оптической системы и определить барическую поправку фотограмметрического фокусного расстояния звездного датчика.

*Ключевые слова:* стендовое оборудование, фокусное расстояние, фотограмметрия, звездный датчик.

Для решения некоторых астрометрических задач, например, координатной привязки изображений земной поверхности субметрового разрешения, требуется с высокой точностью определять собственную ориентацию аппаратуры в космическом пространстве. Анализ современных подходов при построении звездных датчиков (ЗД) такими производителями как Sodern, Jena-Optronic, ИКИ РАН и др. [Аванесов Г.А., Бессонов Р.В., Форш А.А., Куделин М.И. Анализ современного состояния и перспектив развития приборов звездной ориентации семейства БОКЗ // Известия вузов СССР – Приборостроение. 2015. №1(58)] показывает, что появление новой элементной базы позволяет реализовать в ЗД алгоритмы, компенсирующие расчетным путем влияние конструктивных погрешностей, что приводит к увеличению точности звездного датчика.

Для определения углового расстояния между наблюдаемыми звездами ЗД использует разность между координатами изображения этих звезд и значение фокусного расстояния. Таким образом, для перевода из линейных координат в угловые используется значение фокусного расстояния, которое, как правило, полагается постоянной величиной по всему полю зрения и для всех спектральных классов звезд. Однако такое упрощение допустимо лишь при невысоких требованиях к точности прибора. Существенную погрешность, зависящую от угла падения, также вносят неточности сборки прибора, например, перпендикулярность оптической оси объектива к фоточувствительному полю приемника изображения. К тому же, для линзовых объективов необходимо учесть хроматические аберрации, поэтому процесс определения элементов внутренней ориентации ЗД с линзовыми объективами должен учитывать хроматизм оптической системы.

Описанные выше причины возникновения погрешностей определения ориентации имеют постоянный характер. Следовательно, их влияние может быть компенсировано расчетным путем. Для этого требуется провести комплекс мероприятий по анализу характера этих искажений и условий, им соответствующих.

**Бессонов Роман Валерьевич** – заведующий отделом, к.т.н., [besson777@gmail.com](mailto:besson777@gmail.com)

**Брысин Николай Николаевич** – научный сотрудник, к.т.н., [brysin@mail.ru](mailto:brysin@mail.ru)

**Полянский Иван Валерьевич** – главный конструктор проекта, [ivpolyan@cosmos.ru](mailto:ivpolyan@cosmos.ru)

**Воронков Сергей Владимирович** – старший научный сотрудник, к.т.н., [sevor@nservi.iki.rssi.ru](mailto:sevor@nservi.iki.rssi.ru)

**Белинская Евгения Валерьевна** – математик, [evbelinskaya@yandex.ru](mailto:evbelinskaya@yandex.ru)

**Полищук Григорий Сергеевич** – начальник ЦКБ, к.т.н., [oelomo@mail.ru](mailto:oelomo@mail.ru)

**Трегуб Владимир Петрович** – заместитель начальника СКБ, к.т.н., [vptreg@rambler.ru](mailto:vptreg@rambler.ru)

**Завгородний Дмитрий Сергеевич** – ведущий инженер-конструктор, [dima\\_ifmo@mail.ru](mailto:dima_ifmo@mail.ru)

Для программной компенсации погрешностей высокоточных приборов звездной ориентации следует учитывать следующие параметры:

- фокусное расстояние ЗД в вакууме;
- параметры дисторсии;
- хроматические аберрации;
- положение главной точки;
- качество фокусировки прибора.

В ходе фотограмметрической калибровки (далее по тексту – калибровка) происходит определение вышеуказанных параметров.

Повышение требований к точностным характеристикам приборов астроориентации делает актуальной задачу повышения точности стендового оборудования. Создание стендовой базы для работы с высокоточными ЗД, имеющими погрешность порядка нескольких десятых угловой секунды, представляет существенную сложность. Актуальными являются и задачи по отработке и исследованию высокоточных приборов звездной ориентации, например, исследование влияния термоупругости на оптические характеристики прибора.

При прямолинейном подходе в разработке стендового оборудования потребуется разместить все измерительное оборудование вместе с прибором звездной ориентации внутри вакуумной камеры. Причем и оборудование, и прибор внутри вакуумной камеры должны быть размещены на жестком основании во избежание взаимного смещения в процессе калибровки. Это приводит к необходимости увеличить массу и габариты вакуумной камеры, и, учитывая тот факт, что выбор высокоточных средств измерения, способных работать в вакууме, крайне ограничен, реализация этого подхода влечет большие временные и финансовые затраты. По этой причине целесообразной оказывается разработка стендового оборудования, позволяющего производить как исследования оптических характеристик, так и предварительную высокоточную калибровку звездного датчика при атмосферном давлении, а также учесть изменение оптических характеристик при переходе в вакуум.

В ходе разработки стендового оборудования авторами была выработана методика калибровки на двух стендах, состоящая из трех последовательных этапов, приведенных в табл.1. На этапе №1 в вакууме контролируется качество фокусировки прибора – подтверждается, что в условиях вакуума объектив прибора создает резкое изображение бесконечно удаленных источников света на приемнике изображения. На этапе №2 производится высокоточная калибровка при нормальном давлении, в результате которой определяются коэффициенты полиномов, описывающих дисторсию, положение главной точки и фокусного расстояния прибора. Данные параметры определяются независимо для нескольких спектральных диапазонов, чтобы проконтролировать влияние хроматических аберраций объектива на точность работы прибора. На этапе №3 определяется барическая поправка – разница между фокусным расстоянием прибора в условиях нормального давления и вакуума. Этапы №1 и №3 проводятся на стенде контроля фокусировки (СКФ), имеющем в своем составе вакуумную камеру, этап №2 осуществляется на стенде определения элементов внутреннего ориентирования (СОЭВО).

**Таблица 1.** Содержание этапов калибровки приборов звездной ориентации

№ этапа	Давление среды вокруг прибора	Калибруемый параметр	Название стенда
1	Вакуум	Контроль качества фокусировки	Стенд контроля фокусировки
2	Нормальное	Высокоточная калибровка дисторсии, положения главной точки и фокусного расстояния для разных длин волн	Стенд определения элементов внутреннего ориентирования
3	Вакуум	Определение барической поправки	Стенд контроля фокусировки

Согласно терминологии фотограмметрии, фокусное расстояние прибора, положение главной точки и коэффициенты полиномов, описывающих дисторсию, называются элементами внутреннего ориентирования. Для определения элементов внутреннего ориентирования звездного датчика с учетом абберационных искажений объектива проводятся измерения по множеству координат на приемнике изображения. Для этого необходимо использовать двухосный стенд, который осуществляет определение элементов внутреннего ориентирования звездных датчиков с линзовыми объективами. Функциональная схема такого стенда, поясняющая принципы его работы, приведена на рис. 1; на рис. 2 показано распределение точек — изображений точечной диафрагмы, в которых происходит измерение, по полю зрения звездного датчика.

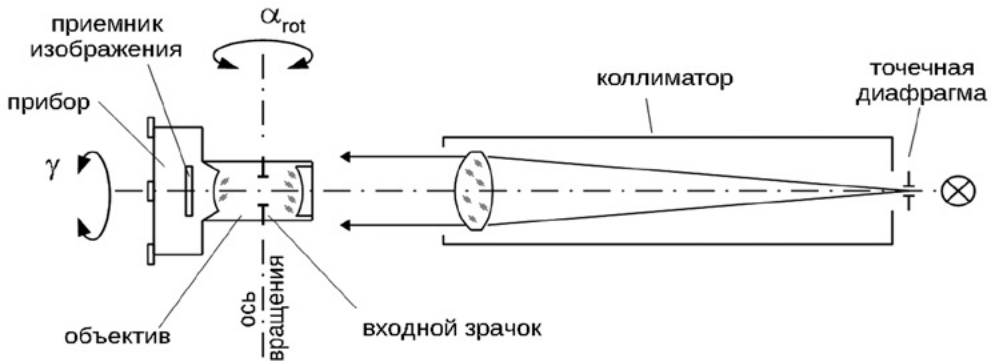


Рис. 1. Функциональная схема стенда для определения элементов внутреннего ориентирования звездных датчиков

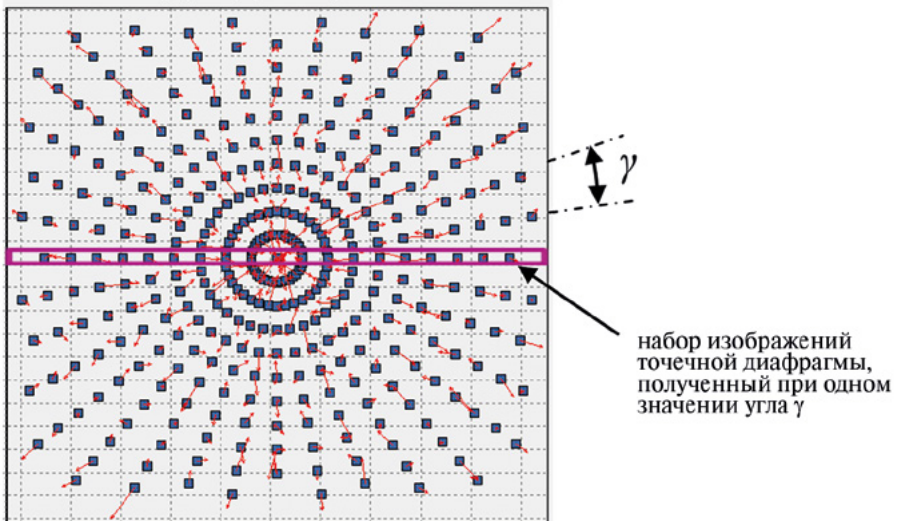
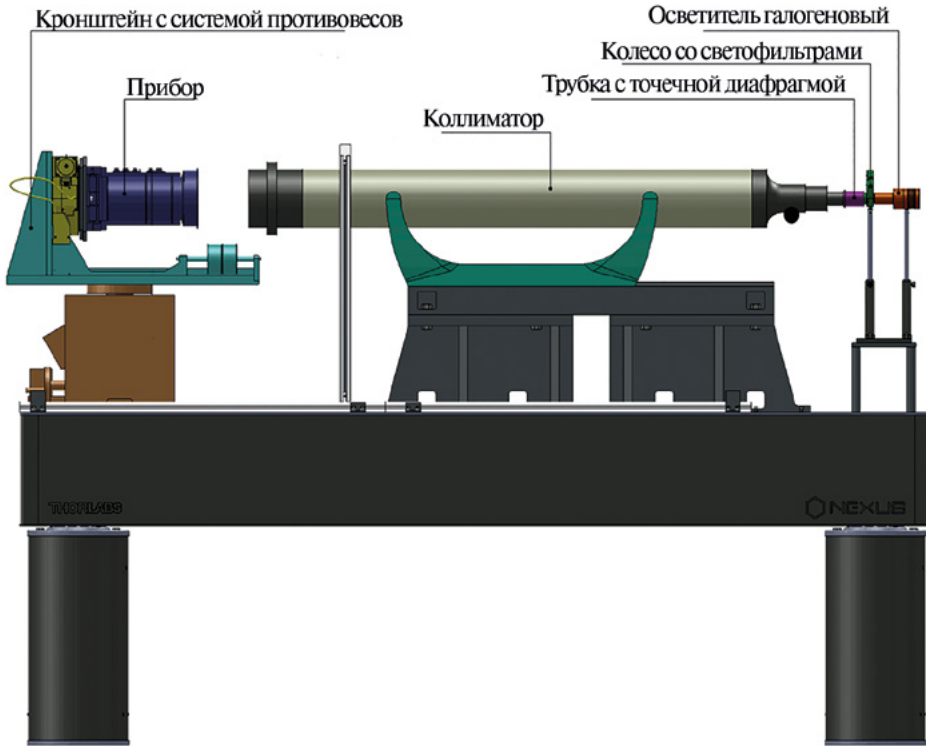


Рис. 2. Распределение точек, в которых происходит измерение, по полю зрения звездного датчика

На углозадающем поворотном столе, обеспечивающем разворот по углу  $\alpha_{rot}$  (см. рис. 1), закреплен вспомогательный поворотный стол, на котором установлен кронштейн со звёздным датчиком. С помощью вспомогательного поворотного

стола можно осуществлять развороты приемника изображения по углу  $\gamma$ . На оптическом столе располагается коллиматор с точечной диафрагмой, который освещает входной зрачок объектива звездного датчика. Причем входной зрачок объектива лежит в одной плоскости с осью вращения углозадающего поворотного стола, на котором установлен кронштейн со звездным датчиком. Ось вращения вспомогательного поворотного стола совпадает с оптической осью звездного датчика. Осветитель коллиматора имеет возможность использовать сменные оптические фильтры для осуществления измерений в нужном спектральном диапазоне длин волн. Конструкция СОЭВО показана на рис. 3-5.

Процесс получения данных об элементах внутреннего ориентирования осуществляется следующим образом. На каждом отдельном кадре звездного датчика имеется только одно изображение бесконечно удаленного источника. Для измерений в пределах всего поля зрения углозадающий поворотный стол пошагово по углу  $\alpha_{\text{tot}}$  поворачивает кронштейн с прибором в пределах поля зрения прибора, устанавливая его в заданные угловые положения. После каждого прохода звездный датчик поворачивается вокруг собственной оптической оси на угол  $\gamma$ . Затем половой оптический фильтр осветителя коллиматора меняется на следующий, и весь процесс повторяется для другого спектрального диапазона.



**Рис. 3.** Стенд определения элементов внутреннего ориентирования (вид сбоку) (светозащитная конструкция не показана)

Для экранирования прибора от световых помех в ходе процесса измерений на СОЭВО предусмотрена светозащитная конструкция. Монтаж и демонтаж прибора происходит после снятия кронштейна с СПЦ-383 с целью уменьшения механических нагрузок на СПЦ-383. Перед установкой кронштейна с прибором производится балансировка с помощью подвижки противовесов, входящих в конструкцию кронштейна. Установка кронштейна с прибором на СПЦ-383 и его снятие происходит с помощью подъемного механизма.

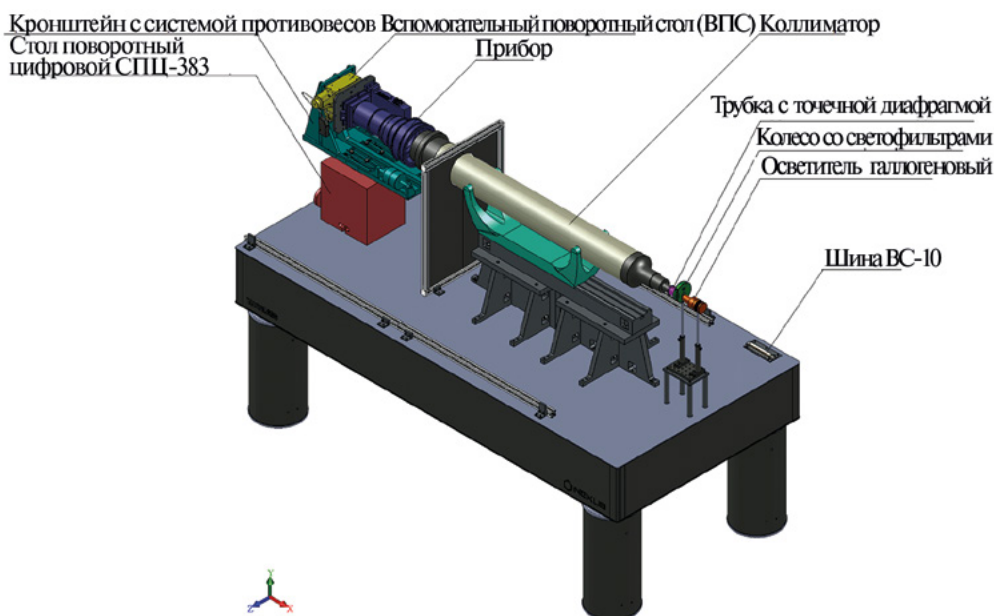


Рис. 4. Стенд определения элементов внутреннего ориентирования (изометрический вид) (светозащитная конструкция не показана)

Основные характеристики СОЭВО приведены в табл. 2.

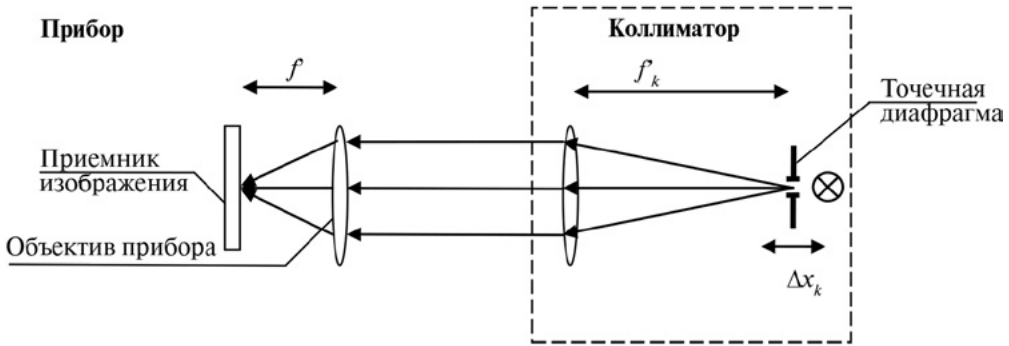
Таблица 2. Основные характеристики СОЭВО

1	Диапазон выходных напряжений источника питания для прибора	от 5 до 30 В
2	Световой диаметр коллиматора	150 мм
3	Фокусное расстояние коллиматора	1600 мм
4	Диапазон углов поворота прибора в горизонтальной плоскости (в пределах проекции поля зрения 3Д на горизонтальную плоскость)	$\pm 20^\circ$
5	Диапазон углов поворота прибора вокруг его оптической оси	$\pm 90^\circ$
6	Основные параметры светофильтров: диапазон «1» диапазон «2» диапазон «3» диапазон «4» диапазон «5» диапазон «6»	400/10 $\lambda/\Delta\lambda$ 480/10 $\lambda/\Delta\lambda$ 550/10 $\lambda/\Delta\lambda$ 650/10 $\lambda/\Delta\lambda$ 800/10 $\lambda/\Delta\lambda$ 950/10 $\lambda/\Delta\lambda$

Примечание:  $\lambda/\Delta\lambda$  – центральная длина волны / ширина полосы пропускания спектральной характеристики светофильтра

Для проведения калибровки приборов звездной ориентации в условиях вакуума разработан второй стенд – стенд контроля фокусировки (СКФ). Как видно из табл. 1, СКФ используется для проведения двух операций – контроля качества фокусировки и определения барической поправки.

Методика контроля фокусировки заключается в последовательном перемещении точечной диафрагмы вдоль оптической оси коллиматора и получении изображения точечной диафрагмы, регистрируемого прибором. При расположении приемника изображения в фокальной плоскости объектива астрокамеры на матрице получается четкое (сфокусированное) изображение бесконечно удаленных объектов, в данном случае – апертуры точечной диафрагмы. Если приемник изображения смещен и не совпадает с фокальной плоскостью объектива, то прибор регистрирует нечеткое, расфокусированное, изображение точечной диафрагмы. Перемещая точечную диафрагму вдоль оптической оси коллиматора, можно добиться четкого изображения точечной диафрагмы на приёмнике изображения. Схема контроля фокусировки прибора приведена на рис. 5.



**Рис. 5.** Схема контроля взаимного положения фокальной плоскости объектива и приемника изображения

При обработке данных рассчитывается распределение отношения  $I_k$  суммы уровней сигнала  $k$  наиболее ярких пикселей к суммарному уровню сигнала всех пикселей изображения точечной диафрагмы в зависимости от величины смещения точечной диафрагмы в коллиматоре. Соотношение описывается следующим выражением (яркость пикселей упорядочена по убыванию,  $B_1 > B_2 > \dots > B_N$ ):

$$I_k = \frac{\sum_{i=1}^k B_i}{\sum_{i=1}^N B_i} \cdot 100\%, \quad (1)$$

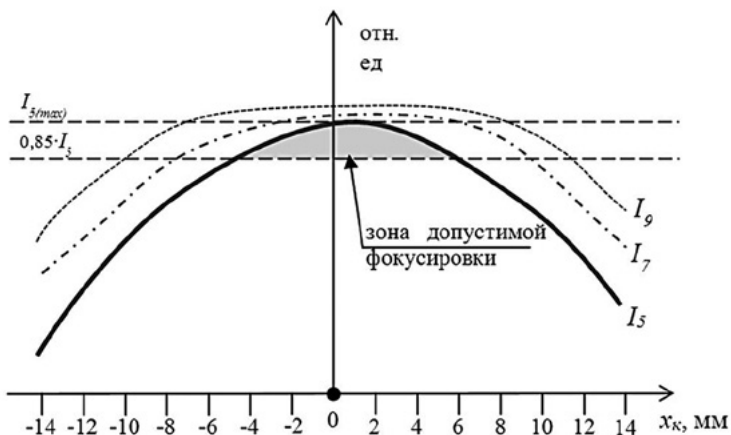
где  $N$  – число пикселей в изображении точечной диафрагмы;

$B_i$  – уровень сигнала отдельного пикселя локализованного объекта.

Фокусировка прибора считается допустимой, если вертикальная ось в графическом поле вкладки «Контроль фокусировки», обозначающая положение изображения бесконечно удаленного объекта, прямая ( $x_k = 0$  на рис. 6), пересекающая зону допустимой расфокусировки прибора (см. рис. 6).

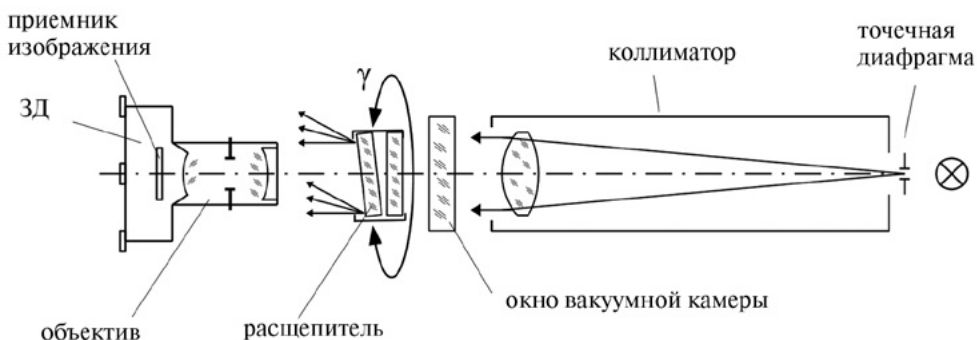
Методика определения величины барической поправки основана на применении оптического элемента – расщепителя, который представляет две плоскопараллельные стеклянные пластины, образующие между собой небольшой угол. На сторонах пластин, обращенных друг к другу, нанесено диэлектрическое зеркальное покрытие. В результате, проходящий через расщепитель параллельный пучок света испытывает множественное переотражение, что приводит к образованию веерообразного распределения параллельных световых пучков, лежащих в одной плоскости с определенным угловым периодом. Угловой период между выходящими пучками не зависит от давления среды, в которую помещен расщепитель, так как угол отражения лучей всегда равен углу падения.





**Рис. 6.** Пример допустимой фокусировки прибора: линия  $x_k = 0$  пересекает зону допустимой фокусировки;  $x_k$  — смещение точечной диафрагмы в коллиматоре;  $x_k = 0$  — положение точечной диафрагмы, соответствующее положению ее изображения в бесконечности

Принцип определения барической поправки состоит в определении углового периода веерообразного распределения пучков света на выходе специального оптического элемента — расщепителя — при нормальном давлении посредством прибора, с использованием уже известного для этого прибора значения элементов внутреннего ориентирования. После создания в вакуумной камере давления от 0,1 до 10 мм рт.ст. посредством прибора снова определяется угловой период веерообразного распределения световых пучков. Подбором величины фокусного расстояния по методу наименьших квадратов (МНК), при остальных неизменных значениях элементов внутреннего ориентирования, добиваются наибольшего совпадения значений углового периода, зарегистрированного прибором при нормальном давлении и в вакууме. Барическая поправка — разница между полученным значением фокусного расстояния и значением, найденным на этапе определения элементов внутреннего ориентирования. Схема определения барической поправки приведена на рис. 7.



**Рис. 7.** Схема стенда при определении барической поправки для фокусного расстояния

Конструкция СКФ показана на рис. 8 и 9. На оптическом столе установлены длиннофокусный и короткофокусный коллиматоры с точечными диафрагмами, причем короткофокусный коллиматор при проведении определения барической

поправки убирается. Для проведения операций с прибором в условиях вакуума СКФ имеет в своем составе вакуумную камеру, внутри которой имеется расщепитель, поворотный стол, поворачивающий расщепитель, и термостол – теплообменник с протекающим внутри него жидким теплоносителем. Температуру термостола регулирует термостат, находящийся в соседнем помещении и соединенный с вакуумной камерой шлангами и кабелем. Пониженное давление (вакуум) внутри вакуумной камеры создает форвакуумный насос АСР40. Конструкцией вакуумной камеры предусмотрены электрические герморазъемы типа Dsub50 для подключения прибора оборудования внутри камеры, оптическое окно для ввода излучения коллиматоров в вакуумную камеру и два оптических окна для обеспечения визирования зеркального куба автоколлиматорами.

Основные характеристики СКФ приведены в табл. 3.

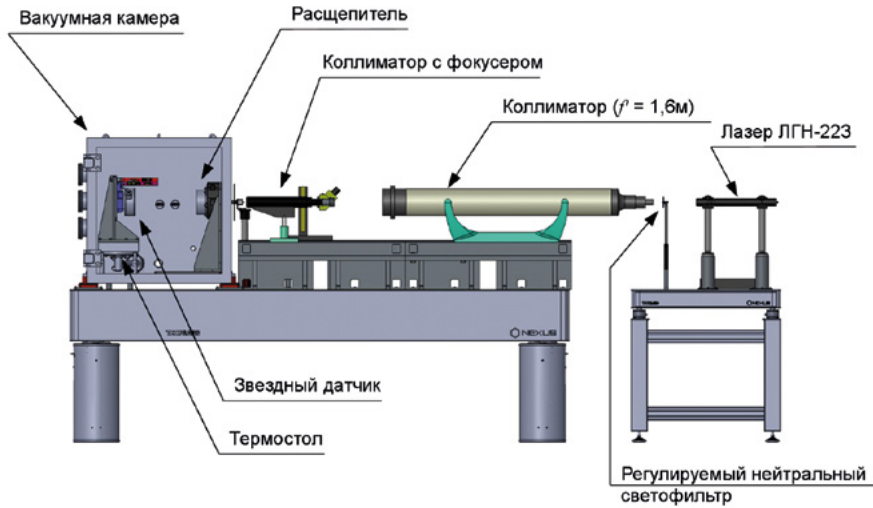


Рис. 8. Стэнд контроля фокусировки (вид сбоку)

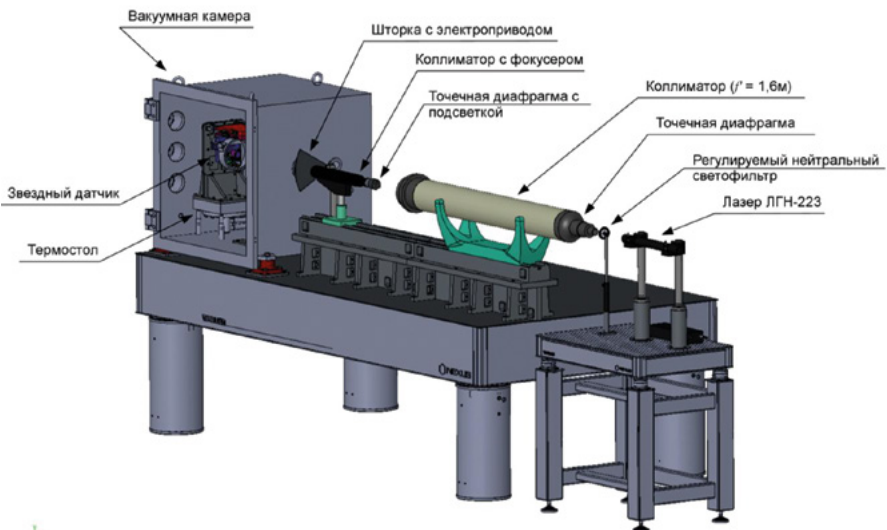


Рис. 9. Стэнд контроля фокусировки (изометрический вид)

Стенд контроля фокусировки позволяет регулировать температуру посадочного места прибора в диапазоне от  $-20$  до  $+40^{\circ}\text{C}$ , а также имеет в своем составе восьмиканальный измеритель температуры с миниатюрными термодатчиками, которые можно точно разместить на приборе. Для контроля углового положения посадочной плоскости прибора кронштейн, на котором расположена посадочная плоскость, оснащен зеркальным кубом, напротив двух граней которого в стенках вакуумной камеры имеются отдельные оптические окна. Через данные окна осуществляется контроль углового положения граней зеркального куба, соответственно и всего кронштейна с посадочной плоскостью, с помощью двух автоколлиматоров, расположенных перпендикулярно друг к другу (рис. 10).

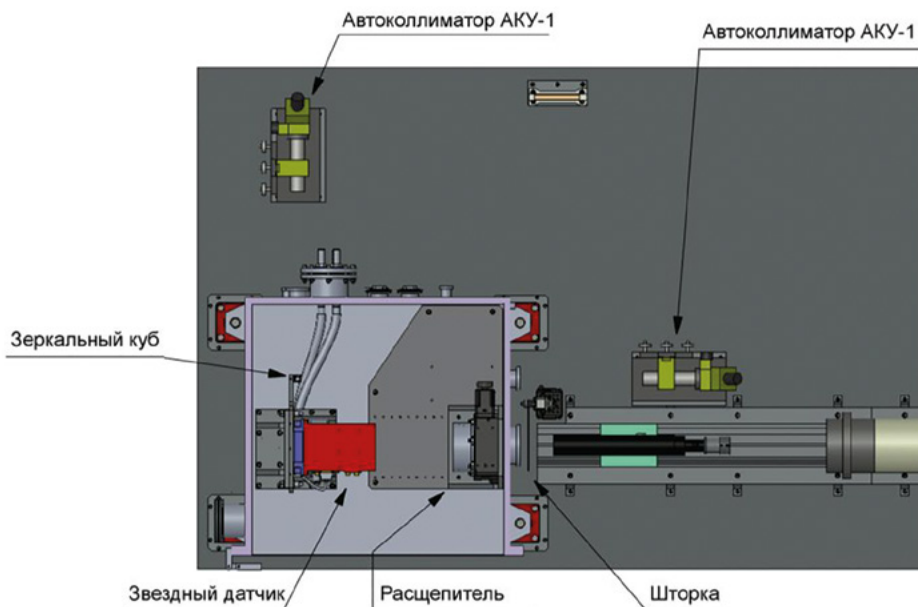


Рис. 10. Контроль углового положения посадочной плоскости прибора в вакуумной камере

Таблица 3. Основные характеристики СКФ

1	Световой диаметр длиннофокусного коллиматора	150 мм
2	Номинальное фокусное расстояние длиннофокусного коллиматора	1600 мм
3	Номинальное фокусное расстояние короткофокусного коллиматора	445 мм
4	Световой диаметр короткофокусного коллиматора	50 мм
5	Диапазон перефокусировки короткофокусного коллиматора	50 мм
6	Диапазон углов поворота расщепителя	$0...360^{\circ}$
7	Диапазон температуры посадочного места ЗД	от $-20$ до $+40^{\circ}\text{C}$
8	Рабочий диапазон давления внутри вакуумной камеры	$0,1...10$ мм рт. ст
9	Длина волны излучения лазерного осветителя	632,8 нм

В настоящее время авторами проводится наладка стендового оборудования. Результаты обработки данных высокоточных ЗД на СОЭВО- и СКФ-стендах будут опубликованы в следующих работах.

## **TEST BENCHES EQUIPMENT FOR THE OPTICAL CHARACTERISTICS DETERMINATION OF STAR TRACKERS**

***R.V. Bessonov<sup>1</sup>, N.N. Brysin<sup>1</sup>, I.V. Polyanskiy<sup>1</sup>, S.V. Voronkov<sup>1</sup>, E.V. Belinskaya<sup>1</sup>, N.A. Stroilov<sup>1</sup>, G.S. Polischuk<sup>2</sup>, V.P. Tregub<sup>2</sup>, D.S. Zavgorodniy<sup>2</sup>***

<sup>1</sup> Space Research Institute of Russian Academy of Sciences, Moscow, Russia

<sup>2</sup> Joint stock company LOMO, Sankt Petersburg, Russia

Improving the accuracy of the stars' coordinates determination is the actual issue for solving modern astrometric tasks. This makes also actual a test bench equipment design for high-precision determination of star trackers optical characteristics. During a test bench equipment design process it has been decided to determine the focal length and distortion parameters under normal pressure conditions and provides a control of the optical system focusing quality and the determination of the change in the star sensor photogrammetric focal length at low vacuum.

*Keywords:* test bench equipment, focal length, photogrammetry, star tracker.

---

**Bessonov** Roman Valerievich – head of department, PhD, [besson777@gmail.com](mailto:besson777@gmail.com)

**Brysin** Nikolay Nikolaevich – researcher, PhD, [brysin@mail.ru](mailto:brysin@mail.ru)

**Polyanskiy** Ivan Valerievich – main construction engineer of a project, [ivpolyan@cosmos.ru](mailto:ivpolyan@cosmos.ru)

**Voronkov** Sergey Vladimirovich – senior researcher, PhD, [servor@nserv.iki.rssi.ru](mailto:servor@nserv.iki.rssi.ru)

**Belinskaya** Eugeniya Valerievna – minor researcher, [evbelinskaya@yandex.ru](mailto:evbelinskaya@yandex.ru)

**Stroilov** Nikolay Alexandrovich – minor researcher, [n.stroilov@gmail.com](mailto:n.stroilov@gmail.com)

**Polischuk** Grigoriy Sergeevich – head of CCB, PhD, [oelomo@mail.ru](mailto:oelomo@mail.ru)

**Tregub** Vladimir Petrovich – deputy chief of SKB, PhD, [vpereg@rambler.ru](mailto:vpereg@rambler.ru)

**Zavgorodniy** Dmitriy Sergeevich – lead construction engineer, [dima\\_ifmo@mail.ru](mailto:dima_ifmo@mail.ru)

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

**В.И. Федосеев**

Акционерное общество «Геофизика-Космос», Москва, Россия

Из различных методов, применяемых при проектировании приборов для определения их параметров, расчётные методы являются наиболее оперативными при наличии соответствующих методик. В работе приводятся простые формулы, позволяющие оценить основные параметры звёздных приборов (параметров чувствительности, помехозащищённости, точности) при заданных характеристиках оптики, фотоприёмника, входных сигналов. Степень достоверности расчётных оценок подтверждается сравнением результатов расчётов и испытаний одного из штатных приборов.

*Ключевые слова:* расчёт параметров звёздного прибора, результаты расчетов и измерений.

## ВВЕДЕНИЕ

При создании новой аппаратуры любого назначения, в том числе и приборов ориентации космических аппаратов (КА) по звёздам, всегда имеется необходимость на начальных этапах работы рассматривать различные варианты исполнения будущего изделия, прогнозировать их параметры. С этой целью используются оценки по аналогам, математическое моделирование, полунатурное моделирование, макетирование, расчётные методы и др. Для реализации указанных методов требуются определённое обеспечение (документация по имеющемуся научно-техническому заданию, материальная часть, методическое и программное обеспечение, специалисты соответствующей квалификации), а также затраты рабочего времени, в ряде случаев весьма значительные. С этой точки зрения каждый из методов имеет свои достоинства и недостатки, у каждого своя степень достоверности оценивания.

Из перечисленных методов наиболее оперативными и, вместе с тем, дающими достаточно достоверный результат, представляются расчётные при использовании соответствующего методического обеспечения. Ниже излагается подход, дающий возможность оценивать основные наиболее критичные системоформирующие параметры звёздных приборов в процессе проектирования с помощью простых аналитических формул.

## 1. ОСНОВНЫЕ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ И СИСТЕМОФОРМИРУЮЩИЕ ПАРАМЕТРЫ ЗВЁЗДНЫХ ПРИБОРОВ

Более или менее полный перечень параметров, характеризующих эксплуатационные качества современных звёздных приборов (эксплуатационных параметров), включает около двух десятков наименований [Федосеев, 2011а]. Среди них можно выделить несколько, которые определяют информационную и конструктивно-компоновочную сложность прибора:

- точностные (полная предельная погрешность и ее составляющие);
- параметры помехозащищённости (яркость мешающего фона, квазиточечные помехи, углы защиты);
- параметры быстродействия (допустимые угловые скорости эволюций КА, частота обновления информации).

Эти параметры отнесем к системоформирующим в том смысле, что они в первую очередь определяют набор системотехнических решений (конструктивных, схемотехнических, алгоритмических), закладываемых в прибор при проектировании.

К системоформирующим следует также отнести группу параметров, которые обеспечивают обнаружение, распознавание звезд и слежение за ними в любом месте звёздного неба и напрямую не относятся к эксплуатационным:

- чувствительность (предельная величина рабочей звезды),
- размеры поля зрения.

Задача расчёта при проектировании — определить, как влияет то или иное предлагаемое техническое решение на системоформирующие параметры прибора.

## 2. РАСЧЁТНАЯ МОДЕЛЬ

Расчётная модель включает четыре блока:

- модель звёздного неба;
- модель преобразования свет — электрический сигнал;
- базовые алгоритмы обработки сигнала;
- блок поправок.

В качестве модели звёздного неба на начальном этапе проектирования для оценки необходимого количества рабочих звёзд, предельной величины рабочей звезды (чувствительности), размеров поля зрения допустимо принять пуассоновскую модель.

Модель преобразования свет — электрический сигнал учитывает аберрации оптики и характеристики используемого матричного фотоприемника. В качестве модели сигнала точечного источника на фотоприемной матрице используется двумерная гауссоида с эффективным радиусом  $r_{эф}$  (по уровню 90% энергии). В расчёте учитываются параметры фотоприёмной матрицы - размер пикселя  $a \times a$ , пороговая экспозиция  $H_n$  (темновая или световая), время экспозиции  $t$ . Полное количество пикселей матрицы должно обеспечивать требуемый размер поля зрения.

В качестве базовых используются три группы алгоритмов квазиоптимальной обработки пространственных сигналов в задачах обнаружения, оценки координат источника сигнала и величины сигнала. Описание и обоснование этих алгоритмов можно найти в работах [Федосеев, 2010; 2011б; 1985].

Поскольку реально используемые алгоритмы, как правило, отличаются от базовых из-за аппаратных ограничений и воздействующих факторов эксплуатации, для учёта этих отличий используются поправочные коэффициенты (поправки).

Далее приводятся формулы, позволяющие при закладываемых схемно-конструктивных параметрах прибора (параметрах оптики, приемника, алгоритмов обработки и пр.) оценить ожидаемые параметры чувствительности (и вытекающие из них вероятностные характеристики обнаружения, распознавания), точностные параметры. Приводимые формулы получены на основе соответствующих оценок в [Федосеев, 2010; 2011б; 1985], выполненных в терминах пуассоновской модели сигналов, с заменой параметров пуассоновской модели на более удобные для практического использования параметры оптических сигналов и приёмников.

## 3. РАЗМЕР ПОЛЯ ЗРЕНИЯ И КОЛИЧЕСТВО РАБОЧИХ ЗВЁЗД

Размер поля зрения, общее количество рабочих звёзд  $N_0$  и предельная величина рабочей звезды - взаимосвязанные параметры, во многом определяющие конструкцию прибора, способы и средства обработки информации в нём. Предварительная оценка требуемого значения  $N_0$  может быть получена на основе пуассоновской модели звёздного неба, из которой следует [Федосеев, 2011а]

$$N_0 \approx \frac{52\pi}{\Omega}, \quad (1)$$

где  $\Omega$  – телесный угол поля зрения в стерadiansах.

Формула (1) получена из условия обеспечения наличия в поле зрения с высокой вероятностью не менее двух звёзд. Исходя из  $N_0$  по соответствующим каталогам, рассчитанным для фотометрической системы применяемого приёмника, определяется предельная величина рабочих звёзд  $m_{\text{пр}}$ . Пуассоновская модель даёт оптимистическую оценку необходимого количества звёзд, поэтому при выборе  $m_{\text{пр}}$  целесообразно предусмотреть запас в 0,3...0,5 звёздной величины, а окончательный выбор звёзд выполнять по результатам математического моделирования с учётом их реального положения на небесной сфере, особенностей каждой отдельной звезды и аппаратных ограничений.

#### 4. ОПТИЧЕСКАЯ СИСТЕМА ПРИБОРА И ПРЕОБРАЗОВАНИЕ СВЕТ – ЭЛЕКТРИЧЕСКИЙ СИГНАЛ

Оптическая система звёздного прибора и матричный фотоприёмник выполняют преобразование наблюдаемого участка звёздного неба в его двумерное виртуальное изображение, дискретизированное по пространственным координатам и времени. При этом вносятся искажения за счет:

- аберраций оптической системы;
- дискретной структуры приёмника;
- внутренних шумов приёмника;
- световых помех, воздействующих на оптический вход прибора.

Аберрации оптической системы учитываются заданием соответствующей величины эффективного радиуса рассеяния  $r_{\text{эфф}}$ .

В качестве параметра, характеризующего влияние шумов в процессе вышеуказанного преобразования, используется понятие интегрального отношения сигнал/шум  $\psi$ , равного отношению суммы сигналов в пикселях от одиночного точечного источника к среднеквадратическому значению шума в одном пикселе. Величина  $\psi$  связана с параметрами входного сигнала и фотоприёмника соотношением

$$\psi = \frac{\Phi t}{qH_{\text{п}}} \quad (2)$$

где  $\Phi$  – световой поток от источника на приёмнике;  $t$  – время экспозиции;  $q$  – площадь пикселя;  $H_{\text{п}}$  – пороговая экспозиция приёмника (темновая или световая, в зависимости от условий работы – без фона или с фоном); при использовании световой пороговой экспозиции соответствующее ей значение фона будет характеризовать помехозащищённость прибора.

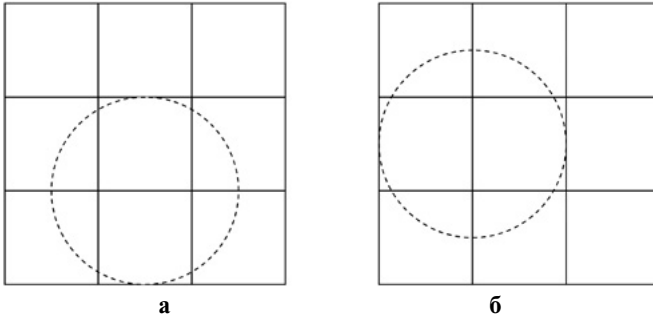
Через параметр  $\psi$  выражаются приводимые далее соотношения для оценок чувствительности, вероятностных и точностных характеристик приборов.

#### 5. ИЗМЕРЕНИЕ КООРДИНАТ ТОЧЕЧНОГО ИСТОЧНИКА (БАЗОВЫЙ АЛГОРИТМ)

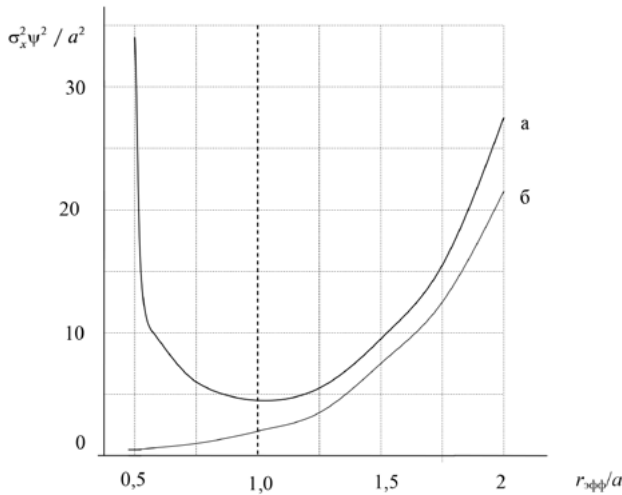
Полный алгоритм измерения координат точечного источника в звёздном приборе включает несколько основных составляющих алгоритмов. Основной вклад в результирующую погрешность измерения вносит случайная погрешность алгоритма определения положения энергетического центра изображения источника относительно виртуальной системы координат электронного растра (алгоритм определения растровых координат). Погрешности других составляющих алгоритмов, во-первых, зависят от погрешности определения растровых координат и,

во-вторых, с помощью программно-алгоритмических средств могут быть сведены к достаточно малым величинам [Карелин, 1998]. Поэтому показателем качества измерения координат на начальном этапе выбора схемно-конструктивных решений в приборе можно принять случайную погрешность определения растровых координат (среднеквадратические отклонения её по осям  $x$  и  $y$  соответственно  $\sigma_x, \sigma_y$ ), а базовым алгоритмом – квазиоптимальный алгоритм оценки координат источника излучения, который представляет собой в данном случае, по существу, алгоритм определения энергетического центра «по центру тяжести» [Федосеев, 2010; Карелин, 1998].

Для базового алгоритма  $\sigma_x, \sigma_y$  зависят от положения изображения относительно пикселя и от отношения  $r_{эфф}/a$  (рис. 1, 2).



**Рис. 1.** Наихудшее (а) и наилучшее (б) положение изображения относительно пикселей при оценке координаты по горизонтальной оси  $x$



**Рис.2.** Графики зависимости относительной дисперсии погрешности оценивания координаты изображения от эффективного радиуса  $r_{эфф}$  для случаев наихудшего  $\sigma_x^2 \psi^2 / a^2$  (а) и наилучшего (б) расположения его центра относительно границ пикселя

Минимальное значение  $\sigma_x, \sigma_y$  для наихудшего положения изображения достигается при  $r_{эфф}/a \approx 1$ . При этом потенциально достижимое значение среднеквадратического отклонения (СКО) погрешности измерения координат одиночного точечного источника составит

$$\sigma_x \approx 2,16 a / \psi. \tag{3}$$



В реально используемых алгоритмах из-за влияния дополнительных факторов и выполнения дополнительных функций (адаптация к фону, движению, разброс оптики и др.) СКО погрешности может быть больше.

## 6. ОБНАРУЖЕНИЕ ТОЧЕЧНОЙ ЦЕЛИ (БАЗОВЫЙ АЛГОРИТМ)

В принятой расчётной модели вероятностные характеристики обнаружения определяются отношением сигнал/шум  $\psi_l$  на выходе алгоритма обнаружения, который в данном случае формирует сумму  $l$  сигналов пикселей, накрываемых изображением цели, за вычетом фоновой составляющей, которая считается известной. Значение  $\psi_l$  зависит как от размера изображения, так и от положения его относительно пикселя. При  $r_{эфф} / a \approx 1$  и наихудшем положении относительно пикселя (центр изображения – на пересечении границ пикселей, изображение накрывает 4 пикселя)

$$\psi_l = \psi/2. \quad (4)$$

Для учёта размытия изображения из-за движения цели количество пикселей при формировании суммы  $l$  увеличивают до  $m > 4$ . Тогда

$$\psi_l = \psi_{lm} = \frac{\psi}{\sqrt{m}}. \quad (5)$$

## 7. ОЦЕНИВАНИЕ ВЕЛИЧИНЫ СИГНАЛА (БАЗОВЫЙ АЛГОРИТМ)

Согласно расчетной модели, за оценку величины сигнала принимается сумма  $l$ . Относительная среднеквадратическая погрешность оценки определяется соотношением

$$\sigma_l = \frac{1}{\psi_l} = \frac{\sqrt{m}}{\psi}. \quad (6)$$

## 8. ПОПРАВКИ ДЛЯ УЧЁТА ОСОБЕННОСТЕЙ РЕАЛЬНЫХ АЛГОРИТМОВ

Реально используемые алгоритмы отличаются от базовых, какие-то параметры оптики, приемников могут иметь разброс. Учесть эти факторы предлагается с помощью поправочных коэффициентов (поправок). Приводимые ниже значения коэффициентов получены на основе анализа нескольких вариантов используемых на практике алгоритмов:

- 1) учёт адаптации к фону  $\kappa_1 - \kappa_1 = 1, 1 \dots 1, 4$ ;
- 2,3) учёт разброса радиуса изображения по полю -  $\kappa_2$  и от образца к образцу  $\kappa_3 - \kappa_2 = 1, 2 \dots 1, 5$ ,  $\kappa_3 = 1, 2 \dots 1, 5$ ;
- 4) учёт в алгоритме измерения координат возможного увеличения числа используемых пикселей  $m$  по сравнению с базовым  $\kappa_4 - \kappa_4 = m^{1/2} / 3$  (для базового алгоритма  $m = 9$ );
- 5) результирующий поправочный коэффициент для алгоритма измерения  $\kappa_x$   $\kappa_x = 2, 16 \kappa_1 \kappa_2 \kappa_3 \kappa_4$ ,  $\kappa_x = 3, 4 \dots 13, 6$ .

Поправочные коэффициенты выбираются путём сопоставления планируемых к применению реальных алгоритмов с базовыми. С учётом поправочных коэффициентов для реальных алгоритмов обработки вышеприведённые формулы (3), (5), (6) запишутся в виде

$$\sigma_x \approx \kappa_x a / \psi, \tag{3a}$$

$$\psi_{lm} = \frac{\psi}{\kappa_1 \sqrt{m}}, \tag{5a}$$

$$\sigma_l = \frac{\kappa_1 \sqrt{m}}{\psi}. \tag{6a}$$

**9. СРАВНЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ РАСЧЁТОВ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИЗМЕРЕНИЙ**

Результаты измерений получены на основе данных приёмо-сдаточных испытаний штатного прибора и представлены в табл. 1, 2. Режим работы при испытаниях:

- при обнаружении и оценке величины сигнала – звезда +5<sup>m</sup>, время накопления 0,2 с;
- при оценке координат источника – звезда +5,3<sup>m</sup>, время накопления 0,08 с.

При испытаниях прибор работал по шести звёздам, в нём применена дополнительная фильтрация данных по нескольким отсчётам. При обработке показаний прибора эти факторы были исключены путём приведения к одной звезде и одному периоду накопления.

**Таблица 1.** Результаты анализа процедур обнаружения и оценки величины сигнала

№ п/п	Параметры	Результаты расчёта	Результаты обработки данных испытаний
1	Интегральное отношение с/ш $\psi$	112	-
2	Отношение с/ш в задаче обнаружения $\psi_{lm}$	25	22,2
3	Относительное СКО погрешности оценки величины сигнала $\sigma_{U1}/U_1$	0,04	0,045

**Таблица 2.** Результаты анализа процедур оценки координат источника

№ п/п	Параметры	Результаты расчёта	Результаты обработки данных испытаний
1	Интегральное отношение с/ш $\psi$	54,5	-
2	СКО погрешности оценки координат источника $\sigma_{\sqrt{\sigma_y}}$ , пкс	0,06/0,06	0,068/0,056

Использованы следующие значения поправочных коэффициентов, полученные путём анализа алгоритмов, реализуемых в приборе:  $\kappa_1 = 1,12$ ;  $\kappa_2 = 1,2$ ;  $\kappa_3 = 1,2$ ;  $\kappa_4 = 1,33$ ;  $\kappa_x = 4,63$ .

Из данных таблиц видно, что отличие расчётных значений и полученных при измерениях не превышает 10 ... 15 %.

**ЛИТЕРАТУРА**

[Федосеев, 2011a] *Федосеев В.И.* Об эксплуатационных и системоформирующих параметрах звёздных приборов // Космонавтика и ракетостроение. 2011.N.1 (62). С.121 – 130.  
 [Федосеев, 2010] *Федосеев В.И.* Оптимизация обработки сигналов матричных приёмников и метод окна // Оптический журнал. 2010. Т.77. N.4. С.60 – 69.

- [Федосеев, 2011б] *Федосеев В.И.* Приём пространственно-временных сигналов в оптико-электронных системах. М.: Университетская книга, 2011. 232 с.
- [Федосеев, 1985] *Федосеев В.И.* Анализ оптических сигналов матричными фотоприёмниками // Известия вузов. Приборостроение. 1985. Т. 28. N.6. С. 49 – 53.
- [Карелин, 1998] *Карелин А.Ю.* Повышение точности астроизмерительных широкопольных приборов с ПЗС-матрицами // Оптический журнал. 1998. Т. 65.N.8. С. 46 – 50.

## **THE ESTIMATION METHODS FOR PARAMETERS OF DEVICES USING STARS FOR ORIENTATION OF SPACE VEHICLES AT EARLY DESIGN STAGES**

***V.I. Fedoseev***

JSC Geofizika-Cosmos, Moscow, Russia

Among different methods, being used for definition of devices' parameters during devices' designing, calculation methods are the most operative if appropriate procedures are available. Convenient formulas, which allow estimating Star Trackers' key parameters (detectivity, jamming counteraction, accuracy) at the optics', image sensor's and input signals' specifications, are resulted in the report. Calculative estimations' adequacy is confirmed by means of comparison of calculations' results and tests' results for one flight model.

*Keywords:* Star Tracker parameters' calculating, results of calculating and investigating.

---

**Fedoseev** Viktor Ivanovich – deputy chief department designer, PhD, [info@geofizika-cosmos.ru](mailto:info@geofizika-cosmos.ru)

# АЛГОРИТМ ПЕРВИЧНОЙ КАЛИБРОВКИ ЗВЕЗДНОГО ДАТЧИКА В ПРОЦЕССЕ НАТУРНЫХ ИСПЫТАНИЙ

**А.С. Забиякин, А.И. Цилюрик**

Филиал АО «Ракетно-космический центр «ПРОГРЕСС» –  
Научно-производственное предприятие «ОПТЭКС», Москва, Россия

Рассмотрен алгоритм калибровки звездного датчика по звездам, обладающий свойством статистической однородности по данным многих кадров съемки звездного неба. Обсуждаются практические результаты калибровки, проведенной в процессе натурных испытаний звездного датчика высокой точности.

*Ключевые слова:* звездное небо, звездный датчик, калибровка, звездный каталог, фотоприемник, пиксел.

При распознавании звезд в звездных датчиках (ЗД) и отождествлении их с каталогом обычно используются алгоритмы, производные от пирамидального алгоритма Мортари [Mortari et al., 2004] или кумулятивного алгоритма Коломенкина [Kolomenkin et al., 2008]. Эти алгоритмы обладают высокой вычислительной эффективностью, используя для распознавания “расстояния” между звездами, причем используемая метрика, как правило, является монотонной функцией углового расстояния между направляющими звезд на небесной сфере. Поскольку координаты фотоприемника измеряются в пикселах, измеряемый угол между направляющими в свою очередь пропорционален угловому размеру элемента приемника, отношению  $L/F$ , где  $F$  - фокусное расстояние объектива,  $L$  - размер элемента приемника излучения. Номинальные значения этих параметров не приемлемы для ЗД высокой точности, поскольку их относительная ошибка должна быть по крайней мере  $10^{-4}$ , а точность задания углового размера элемента приемника – лучше, чем  $1/N$ , где  $N$  – число элементов приемника по любой из координат. В противном случае допуски на расстояния для удаленных объектов не будут удовлетворяться, поскольку относительные ошибки будут значительно превышать случайные ошибки, на которые рассчитан алгоритм распознавания. Поэтому необходима калибровка звездного датчика, которая может проводиться либо на дорогостоящих стендах, либо, как грубый вариант, при натурных испытаниях. Кроме того достигнутая на стендах калибровка может стать не актуальной после выведения спутника на орбиту. В настоящей статье рассматривается алгоритм простейшей первичной калибровки ЗД при натурных или летных испытаниях и приводятся достигнутые практически результаты.

Идея алгоритма почерпнута из работы [Saaman, 2003], однако используемая модель внутренних параметров камеры расширена до более общей модели, обычно используемой в лабораторных процедурах калибровки (и которую мы обычно используем для калибровки на стенде). В принципе, алгоритм может быть реализован для любой модели преобразования координат камеры, заданной в явном виде функциональной зависимости. Например, для полиномиальной модели, включающей влияние дисторсии объектива.

Направляющие звезд в инерциальной системе в каталоге задаются как

$$v_i = \begin{bmatrix} \cos(\alpha_i) \cos(\delta_i) \\ \sin(\alpha_i) \cos(\delta_i) \\ \sin(\delta_i) \end{bmatrix},$$

где  $\alpha_i$  – прямое восхождение,  $\delta_i$  – наклонение звезд ( $i=1, \dots, n$ ). С другой стороны, в координатной системе прибора соответствующие направляющие могут быть определены по координатам приемника:

**Забиякин** Александр Сергеевич – начальник научно-технического комплекса, заместитель главного конструктора, optecs@mail.ru

**Цилюрик** Александр Иванович – ведущий научный сотрудник, к.т.н., tsiur@gmail.com.

$$w_i = \frac{1}{D} \begin{bmatrix} \frac{L_x(x_i - x_0)}{F} \\ \frac{L_y(y_i - y_0)}{F} \\ 1 \end{bmatrix}, \quad D = \sqrt{\frac{L_x^2(x_i - x_0)^2}{F^2} + \frac{L_y^2(y_i - y_0)^2}{F^2} + 1},$$

где  $L_x, L_y$  – соответствующие размеры элемента приемника,  $F$  – фокусное расстояние объектива,  $(x_i, y_i)$  – координаты изображения звезды,  $(x_0, y_0)$  – координаты центральной точки, все координаты в приборной системе координат заданы в безразмерных величинах, пикселах. Используя эти векторы направляющих  $w_i$ , для любой пары звезд можно составить скалярные произведения

$$w_i^T w_j = v_i^T v_j = \frac{N_{ij}}{D_i D_j} = g_{ij}(x_0, y_0, \alpha, \beta),$$

где  $\alpha = \frac{F}{L_x}, \beta = \frac{F}{L_y}$ ,

$$N_{ij} = \frac{(x_i - x_0)(x_j - x_0)}{\alpha^2} + \frac{(y_i - y_0)(y_j - y_0)}{\beta^2} + 1,$$

$$D_i = \sqrt{\frac{(x_i - x_0)^2}{\alpha^2} + \frac{(y_i - y_0)^2}{\beta^2} + 1}, \quad D_j = \sqrt{\frac{(x_j - x_0)^2}{\alpha^2} + \frac{(y_j - y_0)^2}{\beta^2} + 1}.$$

Хотя обычно  $L_x = L_y$ , отдельные переменные  $\alpha, \beta$  введены не столько из стремления к общности, но чтобы учесть возможные небольшие наклоны плоскости приемника по отношению к оптической оси. Таких уравнений можно составить в количестве  $C_2^n$ .

Рассмотрим выражения в окрестности номинальных величин

$$z_0 = (\hat{x}_0, \hat{y}_0, \hat{\alpha}, \hat{\beta}),$$

$$x_0 = \hat{x}_0 + \Delta x, \quad y_0 = \hat{y}_0 + \Delta y, \quad \alpha = \hat{\alpha} + \Delta \alpha, \quad \beta = \hat{\beta} + \Delta \beta$$

и линеаризируем уравнения. Получим

$$R_{ij} = v_i^T v_j - g_{ij}(x_0, y_0, \alpha, \beta) = \begin{bmatrix} \frac{\partial g_{ij}}{\partial x_0} & \frac{\partial g_{ij}}{\partial y_0} & \frac{\partial g_{ij}}{\partial \alpha} & \frac{\partial g_{ij}}{\partial \beta} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta x \\ \Delta y \\ \Delta \alpha \\ \Delta \beta \end{bmatrix}.$$

Для всех  $(i=1, \dots, n), (j=1, \dots, n), i \neq j$  можно составить  $C_2^n$  линейных уравнений  $R = A \cdot \Delta Z$ ,

$$\text{где } A = \begin{bmatrix} \frac{\partial g_{12}}{\partial x_0} & \frac{\partial g_{12}}{\partial y_0} & \frac{\partial g_{12}}{\partial \alpha} & \frac{\partial g_{12}}{\partial \beta} \\ \frac{\partial g_{13}}{\partial x_0} & \frac{\partial g_{13}}{\partial y_0} & \frac{\partial g_{13}}{\partial \alpha} & \frac{\partial g_{13}}{\partial \beta} \\ \dots \\ \frac{\partial g_{n-1,n}}{\partial x_0} & \frac{\partial g_{n-1,n}}{\partial y_0} & \frac{\partial g_{n-1,n}}{\partial \alpha} & \frac{\partial g_{n-1,n}}{\partial \beta} \end{bmatrix}, \quad R = \begin{bmatrix} R_{12} \\ R_{13} \\ \dots \\ R_{n-1,n} \end{bmatrix}, \quad \Delta Z = \begin{bmatrix} \Delta x_0 \\ \Delta y_0 \\ \Delta \alpha \\ \Delta \beta \end{bmatrix}.$$

Якобиан уравнений А задается следующими выражениями:

$$\frac{\partial g_{ij}}{\partial x_0} = \frac{(2x_0 - x_i - x_j)}{D_i D_j \alpha^2} + \frac{N_{ij} \left( \frac{D_j}{D_i} (x_i - x_0) + \frac{D_i}{D_j} (x_j - x_0) \right)}{\alpha^2 D_i^2 D_j^2},$$

$$\frac{\partial g_{ij}}{\partial y_0} = \frac{(2y_0 - y_i - y_j)}{D_i D_j \beta^2} + \frac{N_{ij} \left( \frac{D_j}{D_i} (y_i - y_0) + \frac{D_i}{D_j} (y_j - y_0) \right)}{\beta^2 D_i^2 D_j^2},$$

$$\frac{\partial g_{ij}}{\partial \alpha} = \frac{-D_i D_j (x_i - x_0)(x_j - x_0) + N_{ij} \left( \frac{D_i}{D_j} (x_i - x_0)^2 + \frac{D_i}{D_j} (x_j - x_0)^2 \right)}{(D_i D_j)^2 \alpha^2},$$

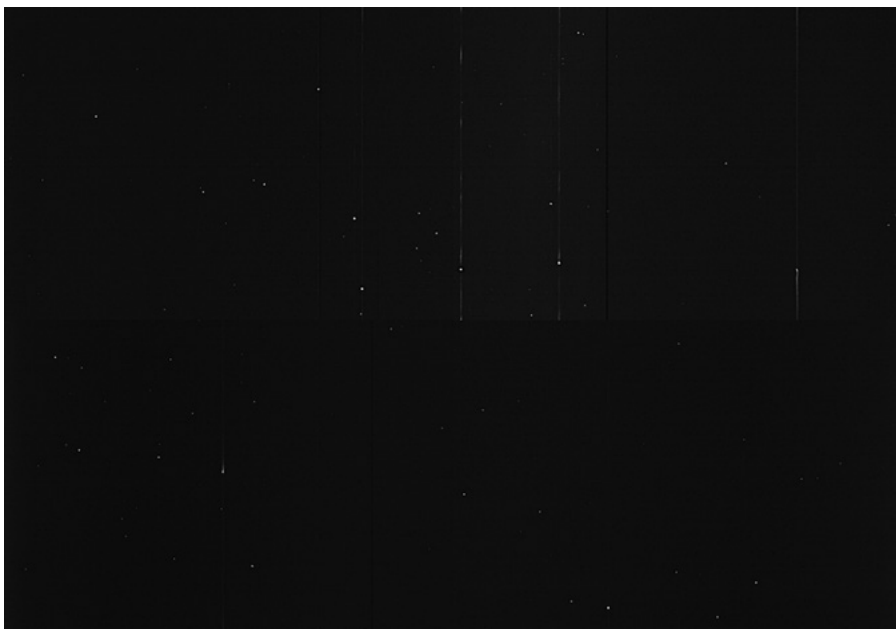
$$\frac{\partial g_{ij}}{\partial \beta} = \frac{-D_i D_j (y_i - y_0)(y_j - y_0) + N_{ij} \left( \frac{D_i}{D_j} (y_i - y_0)^2 + \frac{D_i}{D_j} (y_j - y_0)^2 \right)}{(D_i D_j)^2 \beta^2}.$$

Минимизация невязки системы линейных уравнений дается решением нормального уравнения  
 $(A^T A) \cdot \Delta Z = A^T R,$

которое решается методом псевдоинверсии. Вычислительная сложность алгоритма по числу звезд растет как  $n^2$ , как число уравнений, поскольку нормальное уравнение имеет фиксированную размерность 4x4 и от количества звезд не зависит. Поправки к решению  $\Delta Z$  могут находиться многократно итеративно, однако “линейная” сходимость достигается уже за одну-две итерации, после чего якобиан уравнений становится сильно вырожденной матрицей и дальнейшую сходимость трудно контролировать. Для получения более высокой точности необходимо сформировать функцию ошибки и минимизировать ее методом Левенберга-Марквардта. В нашем случае достигнутая после одной итерации точность была вполне удовлетворительна – невязка снижалась на порядок и более.

Алгоритм применялся для калибровки во время натуральных испытаний звездного датчика (без предварительной калибровки на стенде). Первоначальное среднее число распознанных звезд в кадре (рис.1,2) составляло 17, что позволяло составить систему уравнений размерности  $17 \times 16 / 2 = 136$ , что вполне достаточно для определения четырех неизвестных параметров с хорошей точностью. В качестве начальных значений параметров использовались их номинальные значения. Применяя рассмотренный алгоритм к 25 снятым подряд кадрам (рис.3) и усредняя результаты такой первичной калибровки, среднее количество распознанных звезд удалось увеличить с 17,5 до 20,3, т. е. примерно на 15%. Усреднение параметров по нескольким кадрам позволяет снизить не только влияние физических шумов, обусловленных неравномерностью темнового тока и шумами считывающего усилителя, но и “методического” шума, обусловленного дискретностью приемника. Самый неопределенный момент для описанной процедуры калибровки - распознавание звезд (отождествление с каталогом) в условиях начальных значительных относительных ошибок внутренних параметров камеры. Эта проблема преодолевается существенным (десятикратным) увеличением допусков на ошибки расстояний между звездами в алгоритмах распознавания. Кроме того, в отличие от штатного режима работы, при калибровке датчик может быть нацелен в известную область небесной сферы, а время экспозиции может быть повышено в несколько раз с целью увеличения количества обнаруженных звезд. Значительно увеличить объем калибровочных данных позволяет и тот факт, что из алгоритма исключены внешние параметры камеры, т.е. данные различных кадров статистически однородны (зависят только от одних и тех же пере-

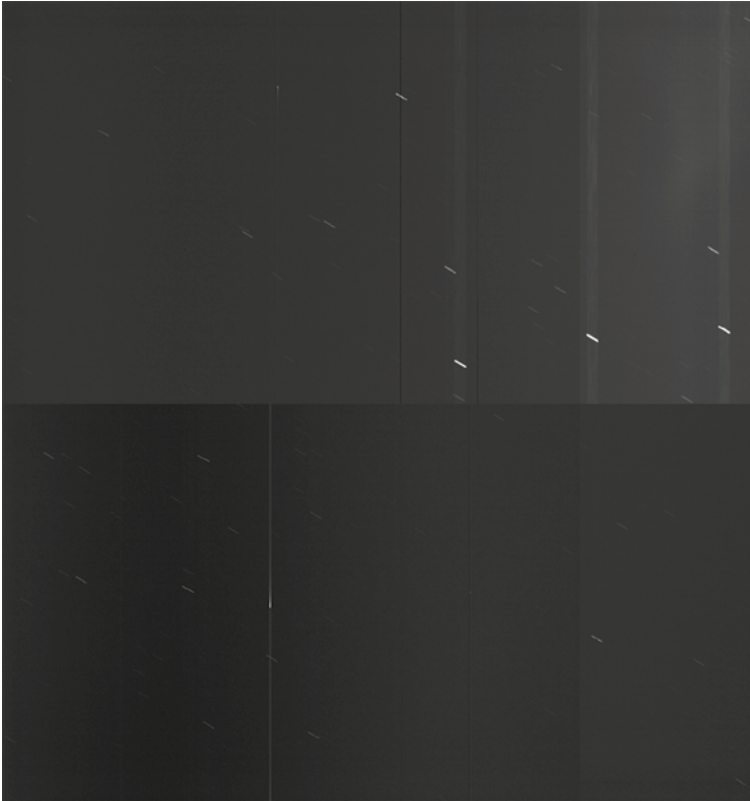
менных). Поэтому количество калибровочных уравнений может быть сделано достаточно большим за счет использования многих последовательных кадров звездного неба.



**Рис. 1.** Изображение созвездия Орион (пояс Ориона), полученное во время натуральных испытаний с камеры ЗД



**Рис. 2.** Изображение созвездия Орион (пояс Ориона), полученное в программе «Stellarium»



**Рис.3.** Кумулятивное изображение, построенное по 25 кадрам серии. За время съемки звезды смещаются за счет вращения Земли на несколько элементов разрешения (порядка 10), что позволяет усреднить влияние методических (“фазовых”) шумов координат звезд на определяемые параметры

## ЛИТЕРАТУРА

- [Mortari et al., 2004] *Mortari D., Samaan M., Bruccoleri C., Junkins L.* The Pyramid star identification technique // *Navigation*. 2004. V.5.1. P.171-183.
- [Kolomenkin et al., 2008] *Kolomenkin M., Pollak S., Shimshoni I., Lindenbaum M.* Geometric Voting Algorithm for Star Trackers // *IEEE Transactions on Aerospace and electronic systems*. April 2008. V.44. N.2.
- [Saaman, 2003] *Saaman M.*, Toward Faster and More Accurate Star Sensors Using Recursive Centroiding and Star Identification, Ph.D. Dissertation, Texas A&M University, August 2003. P.26-32.



## **ALGORITHM OF PRIMARY CALIBRATION OF THE STAR SENSOR IN THE COURSE OF FIELD TESTS**

**A. S. Zabiyaikin, A. I. Tsiliurik**

Branch of State Research and Production Space-Rocket Center "TsSKB-Progress"  
Research and Production Enterprise "Optical and Electronic Complexes and Systems"  
("RPE "OPTECS"), Moscow, Russia

The algorithm of calibration of the star sensor on stars' images possessing property of statistical uniformity according to many pictures of the star sky is considered. Practical results of the calibration which is carried out in the course of field tests of the star sensor of high accuracy are discussed.

*Keywords:* star sky, star sensor, calibration, star catalog, camera, pixel.

---

**Zabiyaikin** Alexander Sergeevich — head of division, deputy chief

**Tsiliurik** Alexander Ivanovich — leading researcher, PhD, tsiliur@gmail.com

# ПОДСИСТЕМА ГЕОМЕТРИЧЕСКОГО КОНТРОЛЯ ДЛЯ СИСТЕМ КОСМИЧЕСКОЙ ОРИЕНТАЦИИ С НЕСКОЛЬКИМИ ДАТЧИКАМИ

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

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

Термоупругие деформации конструкций КА и креплений приводят к отклонению установленных на борту КА оптических датчиков ориентации на несколько угловых секунд, а в некоторых случаях на десятки угловых секунд. При этом серийно выпускаемые датчики звездной ориентации имеют погрешности 1–3 угл. с, а разрабатываемые – десятые доли угловой секунды.

Вместо увеличения прочности креплений предлагается изменять отклонения датчиков от исходных положений с субсекундной точностью и использовать сведения об изменении геометрии системы датчиков при определении ориентации. В ГАИШ МГУ разработан прототип подобной подсистемы геометрического контроля (ПГК).

*Ключевые слова:* системы ориентации, термоупругие деформации, геометрический контроль.

## 1. ПОСТАНОВКА ПРОБЛЕМЫ

Большинство современных систем ориентации космических аппаратов (КА) являются комплексными, в их состав входят несколько датчиков различных типов: по несколько гироскопов (одноосных) и датчиков звездной ориентации, по одному или по несколько датчиков направления на Солнце, Землю, датчиков магнитной ориентации, спутникового геопозиционирования и т.д. Перечисленные датчики различаются по своей точности, наиболее точными являются гироскопические и звездные, сегодня они имеют секундные точности и ожидается переход к субсекундным точностям. Точности датчиков других типов ниже, но также достаточно быстро возрастают.

Для обеспечения функционирования комплексной системы ориентации помимо высокой точности каждого из датчиков, входящих в ее состав, необходимо с не меньшей точностью знать взаимную ориентацию датчиков, а также иметь возможность на борту аппарата передавать (переносить) полученную ориентацию на целевую аппаратуру [Прохоров и др., 2016].

В настоящее время взаимное расположение датчиков системы ориентации задается конструктивом КА в целом, а поддерживается за счет механической жесткости. Однако уже при сегодняшних точностях датчиков системы ориентации такой привязки оказывается недостаточно. Так, в работах [Никитин и др., 2011; Карелин и др., 2015] приведены результаты лабораторных и натурных испытаний, которые показывают, что взаимное положение датчиков ориентации изменяется на несколько угловых секунд, а иногда - на 10...20 угл.с под влиянием (по-видимому) тепловых деформаций и механических воздействий. При переходе к субсекундным погрешностям пассивное сохранение взаимной ориентации датчиков станет совершенно невозможным. Это означает, что системы ориентации, содержащие несколько датчиков с собственной погрешностью меньше 3...5 угл.с, выдают неверные показания из-за существенной систематической ошибки. Обзор характеристик звездных датчиков ориентации [Дятлов, Бессонов, 2009] показывает, что указанная проблема стоит перед большинством датчиков, как отечественного, так и зарубежного производства, и практически перед всеми датчиками, разработанными в последнее десятилетие.

---

**Стекольников** Олег Юрьевич - старший научный сотрудник, к.т.н., oct@inbox.ru  
**Бирюков** Антон Владимирович - старший научный сотрудник, к.ф.-м.н., eman@sai.msu.ru  
**Жуков** Александр Олегович - старший научный сотрудник, д.т.н., доцент, aozhukov@mail.ru  
**Захаров** Андрей Игоревич - научный сотрудник, zakh@sai.msu.ru  
**Прохоров** Михаил Евгеньевич - зав. лабораторией, д.ф.-м.н., доцент, mike.prokhorov@gmail.com  
**Тучин** Максим Сергеевич - научный сотрудник, wizard81@mail.ru

При высоких требованиях к точности ориентации нельзя сохранить взаимное расположение датчиков, входящих в систему ориентации, механическим образом. А для одиночного датчика ориентации невозможно с высокой точностью перевести ориентацию датчика в ориентацию целевой аппаратуры КА. При этом тип датчика роли не играет, важна только его точность.

Помимо пассивного поддержания взаимной ориентации датчиков за счет механической жесткости конструкций, которая для секундных угловых точностей недостаточна, существуют еще два возможных способа: активная стабилизация и непрерывный контроль геометрии.

Активная стабилизация подразумевает введение в систему ориентации измерительных и активных элементов. Первые образуют подсистему геометрического контроля (ПГК), которая в реальном времени измеряет взаимное угловое положение датчиков системы ориентации и, при необходимости, другие геометрические параметры. При обнаружении изменений геометрии системы ориентации активные элементы возвращают датчики в исходное (штатное) положение. Достоинством системы с активной стабилизацией является то, что в результате ее функционирования геометрия системы ориентации сохраняется – все изменения компенсируются активными элементами. Поэтому алгоритм обработки данных для активной системы не отличается от алгоритма для используемых сегодня пассивных систем. Отметим, что подсистема геометрического контроля взаимодействует с элементами активной стабилизации и не влияет на обработку данных, получаемых с датчиков. Недостатки по сравнению с пассивно стабилизированной системой ориентации следующие: 1) усложнение системы за счет введения измерительных и активных элементов; 2) конструкция в целом становится подвижной, в ней присутствуют управляемые элементы и электромеханические приводы, что снижает надежность системы.

Система ориентации с непрерывным контролем геометрии включает ПГК, но активные элементы в ней отсутствуют. Сведения о взаимной ориентации датчиков (или об изменении взаимной ориентации) используются при обработке данных с датчиков, результаты измерений обрабатываются для текущей геометрической конфигурации. Конструкция такой системы проще, чем активной, по надежности она не уступает пассивной системе, основанной на жесткости конструкции КА, поскольку также не имеет активных элементов. Алгоритмы обработки данных в системе ориентации с непрерывным контролем геометрии сложнее, чем в двух других типах систем, но современный уровень развития электроники позволяет преодолеть эту проблему.

Последнее направление развития систем ориентации КА кажется авторам статьи наиболее перспективным. Ниже описана предложенная ими конструкция ПГК.

## 2. КОНСТРУКЦИЯ ПОДСИСТЕМЫ ГЕОМЕТРИЧЕСКОГО КОНТРОЛЯ

Предложенная конструкция ПГК представляет собой трехгранную пирамиду, нижняя грань которой предназначена для крепления системы ориентации к целевой аппаратуре КА, а на боковые грани устанавливаются датчики ориентации, например, три звездных датчика или два звездных и солнечный датчики. Специальное безлофтовое взаимное крепление граней на шаровые опоры оставляет их «свободными» и допускает их малые взаимные смещения без нарушения плоскостности граней. На ребрах пирамиды устанавливаются высокоточные датчики смещения, которые регистрируют измерения расстояния между выбранными точками соседних граней. На каждом ребре устанавливается от одного до трех датчиков смещения. На рисунках ниже показана конструкция ПГК, в которой установлено по одному датчику на ребре пирамиды.

Внешний вид ПГК показан на рис.1. Основу конструкции ПГК составляют четыре плиты, плоскости которых образуют правильную треугольную пирамиду (тетраэдр).

Плиты имеют разную конструкцию. Плита основания имеет выступающие «лапки» с отверстиями, предназначенные для крепления ПГК к целевой аппара-

туре КА. На боковых плитах с соответствующими крепежными отверстиями устанавливаются два звездных и один солнечный датчик. Механические интерфейсы для крепления звездного и солнечного датчиков показаны на рис.2.

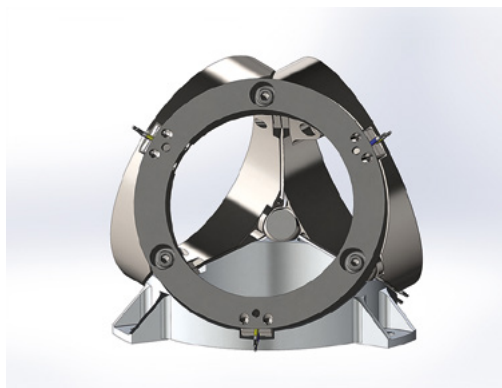


Рис. 1. Внешний вид ПГК

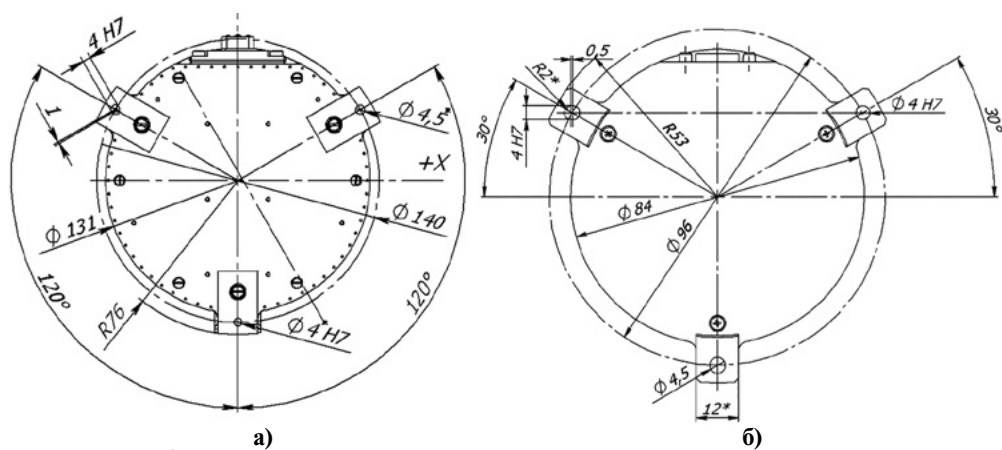


Рис. 2. Механические интерфейсы для крепления датчиков ориентации:  
а - звездного; б - солнечного

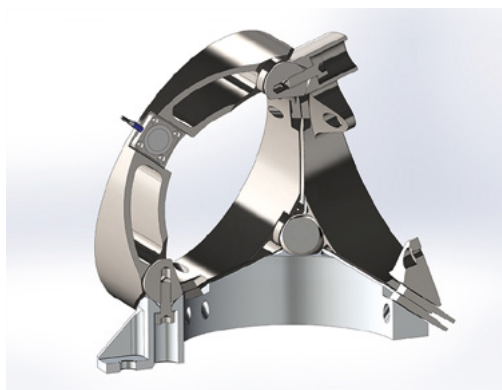


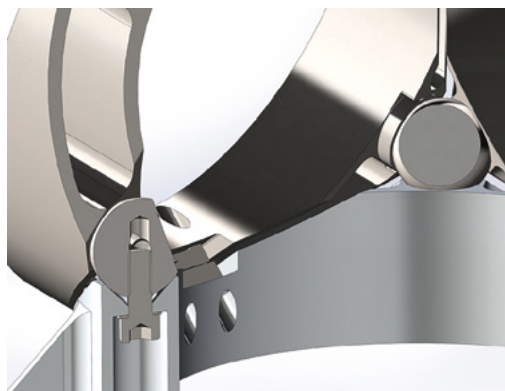
Рис. 3. Характерный разрез по нижней и верхней сферическим опорам ПГК

Плиты не касаются друг друга непосредственно, а опираются на четыре шаровые опоры, расположенные в вершинах пирамиды. В каждой из четырех вершин пирамиды сходятся три плиты. Каждая шаровая опора жестко крепится к одной из плит, а две другие подвижно опираются на шаровую опору либо конической выборкой в плите, либо через специальные опорные конические шайбы, вложенные в паз и опирающиеся на плоскость плиты (рис.3).

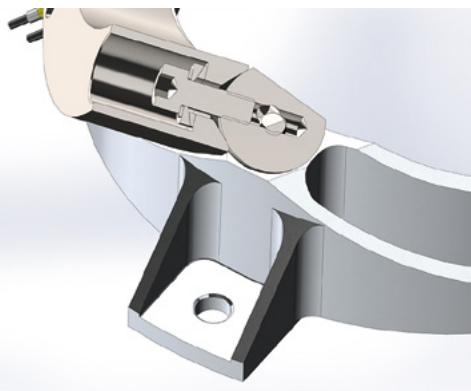
В представленной конструкции мы имеем четыре типа крепления вершин плит на шаровые опоры, а именно:

- жесткую фиксацию;
- фиксацию с возможностью поворота относительно опоры;
- фиксацию с возможностью перемещения вдоль паза по плите и поворота относительно опоры;
- фиксацию с возможностью «свободного» перемещения по плоскости плиты и поворота относительно опоры.

К нижней плите основания все три шаровые опоры крепятся жестко. На каждую шаровую опору через соответствующие опорные шайбы подвижно опираются нижние части боковых плит ПГК. Разрезы, проходящие по этой шаровой опоре для фиксированного, фиксированного с поворотом и фиксированного в пазу с поворотом типа креплений, показаны на рис.4-6.



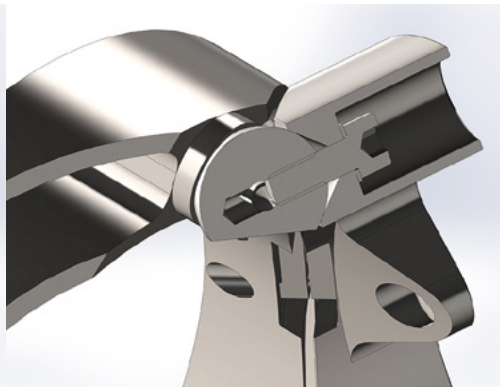
**Рис. 4.** Разрез нижнего узла крепления по фиксированной на плите шаровой опоре



**Рис. 5.** Разрез нижнего вращающегося узла крепления по шаровой опоре



**Рис. 6.** Разрез нижнего вращающегося узла крепления с пазом по шаровой опоре



**Рис. 7.** Разрез верхнего узла крепления по фиксированной на плите шаровой опоре

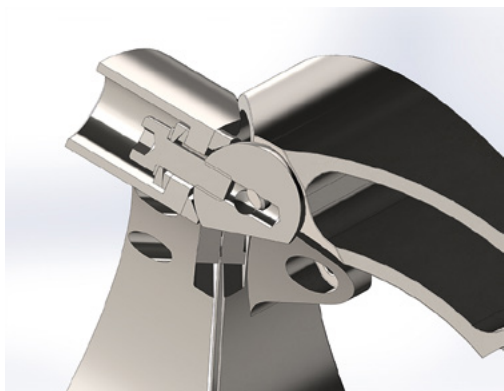


Рис. 8. Разрез «свободного» верхнего узла крепления по шаровой опоре

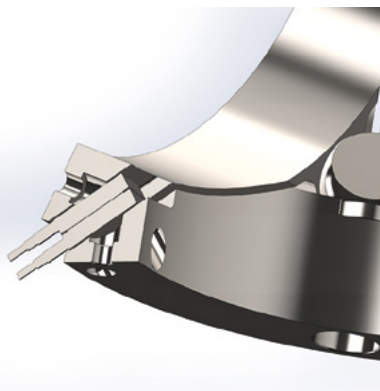


Рис. 9. Один из узлов датчиков смещения макета ПГК

Четвертая шаровая опора крепится с возможностью поворота к верхней части одной из боковых плит. На эту опору через соответствующие опорные шайбы «свободно» с возможностью поворота опираются верхние части двух других боковых плит. Разрезы, проходящие по верхней шаровой опоре с ее фиксацией и при «свободном» верхнем узле крепления даны на рис. 7 и 8, соответственно.

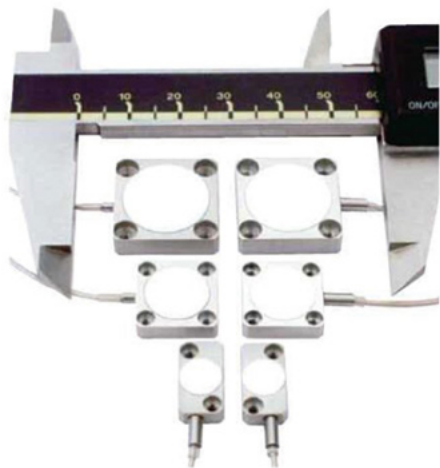
Для боковых плит, каждая из которых опирается на две нижние и одну верхнюю шаровые опоры, реализована система свободного позиционирования классное отверстие – классный паз – свободное отверстие (свободная точка). При такой системе позиционирования однородные тепловые деформации плит (которые могут быть не одинаковыми для разных плит) не приводят к изменению их формы, допуская смещение плиты в направлении «классное отверстие – классный паз». Реализация классных отверстий и паза, а также свободной точки осуществляется с помощью опорных шайб: сферической и двух типов конических шайб. В случае «классного паза» опорная на сферу коническая шайба вложена в паз, а в случае «свободной точки» шайба просто лежит на грани плиты.

Для определения изменений взаимной ориентации датчиков, закрепленных на боковых плитах ПГК, измеряются взаимные смещения середин сторон для каждой пары плит. Для этого на плитах в этих местах устанавливаются дифференциальные датчики смещения (рис.9). В непосредственной близости от них располагаются и точки крепления на плитах двух звездных и одного солнечного датчиков.

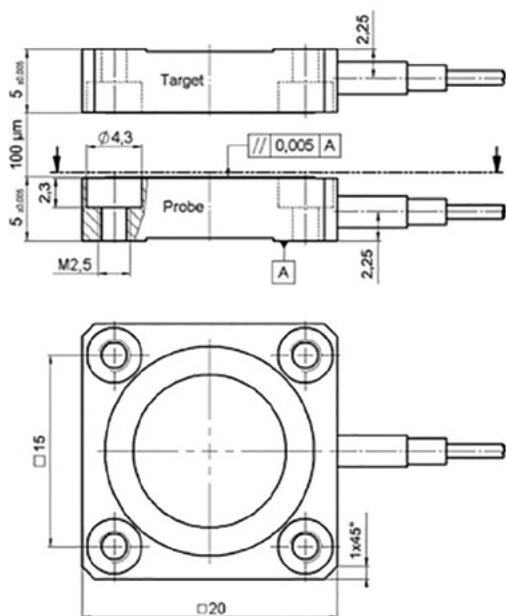
В качестве дифференциального датчика смещения предполагается использовать емкостный дифференциальный датчик смещения D-100.00 производства фирмы Physik Instrumente (Германия) [PI, 2015]. Внешний вид семейства этих датчиков представлен на рис.10, чертеж – на рис.11, а основные технические характеристики приведены в таблице.

Технические характеристики датчика D-100.00

Номинальный интервал измерений, мкм	100
Допустимый интервал измерений, мкм	300
Разрешение (в % от ном.интервала измерений)	0,0005
Нелинейность (в %)	0,01
Площадь активной области датчика, мм <sup>2</sup>	113,1
Тепловой дрейф, 1/К	$5 \times 10^{-5}$
Рабочий интервал температур, °С	От –20 до +80
Материал корпуса датчика	алюминий



**Рис.10.** Внешний вид семейства высокоточных дифференциальных емкостных датчиков смещения фирмы Physik Instrumente. Датчики D-100.00 – верхняя пара. Фото взято с сайта <http://www.physikinstrumente.com>



**Рис.11.** Габаритный чертеж датчика D-100.00. Размеры приведены в миллиметрах

Датчик устанавливается в зазоре между пластинами, поэтому на рис.1 видны только край датчика и кабели от него (в середине ребер пирамиды). На рис. 9 показан разрез ПГК, проходящий через место установки датчика смещения (датчик и его контакты изображены в левой части рисунка).

Разработка описанной конструкции ПГК была выполнена при финансовой поддержке Министерством образования и науки Российской Федерации в рамках проекта RFME160414X0094.

## ЛИТЕРАТУРА

- [Дятлов, Бессонов, 2009] Дятлов С.А., Бессонов Р.В. Обзор звездных датчиков ориентации космических аппаратов // Всероссийская научно–техническая конференция «Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов»: Сб. тр. 22-25 сент. 2008 г. Россия, Таруса / М.: ИКИ РАН. 2009. С. 11-31.
- [Карелин и др., 2015] Карелин А.Ю., Зыбин Ю.Н., Князев В.О., Поздняков А.А. Многоголовый звездный датчик 348К. Результаты наземной экспериментальной отработки // 4-я Всероссийская научно–техническая конференция «Современные проблемы определения ориентации и навигации космических аппаратов»: Сб. тр. 8-11 сент. 2014 г. Россия, Таруса / Под ред. Г.А.Аванесова. М.: ИКИ РАН. 2015. С. 120-128.
- [Никитин и др., 2011] Никитин А.В., Дунаев Б.С., Красиков В.А. Наземный эксперимент по синхронному определению параметров угловой инерциальной ориентации тремя приборами звездной ориентации БОКЗ-М // 2-я Всероссийская научно–техническая конференция «Современные проблемы определения ориентации и навигации космических аппаратов»: Сб. тр. 13-16 сент. 2010 г. Россия, Таруса / Под ред. Г.А.Аванесова. М.: ИКИ РАН. 2011. С. 62-69.
- [Проخورов и др., 2016] Проخورов М.Е., Захаров А.И., Стекольников О.Ю., Тучин М.С., Абу-бекеров М.К., Жуков А.О. Необходимость введения подсистемы геометрического кон-

троля в комплексные системы ориентации космических и летательных аппаратов при современной точности // Доклады академии наук. 2016. Т. 466. № 2. С. 158-160.

[PI, 2015] PI Datasheet. Capacitive Sensors Sub-nanometer- resolution position sensors D-015, D-050, D-100 [Electronic resource] // Physik Instrumente GmbH [Official website] 2015. URL: <https://www.physikinstrumente.com/en/products/capacitive-and-incremental-sensors/capacitive-sensors/d-015-d-050-d-100-capacitive-sensors-500200/?type=5600&downloadUid=1059&downloadFileUid=937&cHash=6a4ffde47d9de9db4b39a77a69fd1b86> (accessed: 25.08.2016).

## **GEOMETRIC CONTROL SUBSYSTEM FOR SPACE ORIENTATION SYSTEMS WITH MULTIPLE SENSORS**

***O.Yu. Stekolshchikov, A.V. Biryukov, A.O. Zhukov, A.I. Zakharov, M.E. Prokhorov, M.S. Tuchin***

Sternberg Astronomical Institute of Lomonosov Moscow State University,  
(SAI MSU), Moscow, Russia

Best mass produced now attitude star trackers have an accuracy of a few arcseconds, sun sensors – a dozen arcseconds. In the next decade it is expected to increase its accuracy on the order of magnitude.

If the spacecraft has multiple sensors (sensor or with multiple optical systems), it is not possible to ensure the preservation of the sensors relative attitude due to the rigidity of spacecraft constructions at the level of measurement error in modern precision. This fact has been confirmed in a number of laboratory and space experiments. For this reason, there is a significant error in the transfer of the resulting orientation of the target spacecraft equipment.

These deviations leads to misalignment errors of the measured sensor values, which does not allow the orientation of target equipment with the precision that can provide orientation sensors. Because of this, a further increase in the accuracy of the orientation sensor is meaningless without taking special measures to their mutual binding.

Thus, to create the attitude determination system with a arcsecond, and even more sub-arcsecond accuracies comprising several sensors, as well as to transfer such readings to a target system equipment, it is necessary inclusion of these control systems of the geometry. The accuracy of the geometric control subsystem should be of the same order as the accuracy of the sensors.

The paper considers version of the geometric control subsystem design on which two or three high-precision attitude sensor of the different types can be installed.

*Keywords:* attitude systems, thermo-elastic deformations, geometry control.

---

**Stekolshchikov** Oleg Yurievich - senior scientist, PhD, oct@inbox.ru

**Biryukov** Anton Vladimirovich - senior scientist, PhD, eman@sai.msu.ru

**Zhukov** Aleksandr Olegovich - senior scientist, doctor, aozhukov@mail.ru

**Zakharov** Andrey Igorevich - research scientist, zakh@sai.msu.ru

**Prokhorov** Mikhail Evgenievich - head of laboratory, doctor, mike.prokhorov@gmail.com

**Tuchin** Maksim Sergeevich - research scientist, wizard81@mail.ru



## СИСТЕМАТИЧЕСКИЕ ПОГРЕШНОСТИ ИМИТАТОРОВ ЗВЕЗДНОГО НЕБА НА ОСНОВЕ РАСТРОВЫХ ЭКРАНОВ

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

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

В современных имитаторах звездного неба, которые используют для испытаний звездных датчиков, применяют растровые компьютерные экраны. Конечные размеры пикселей, их различные спектральные характеристики (на цветных экранах) и небольшой динамический диапазон приводят к целой серии систематических погрешностей, особенности которых и возможности их устранения рассмотрены в настоящей работе.

*Ключевые слова:* имитаторы звездного неба, растровые экраны, пиксели, дискретность изображения, динамический диапазон.

### ВВЕДЕНИЕ

Для исследования реального цикла функционирования звездного датчика ориентации (ЗД) предназначены динамические стенды, в состав которых входят имитаторы звездного неба (ИЗН). В последнее время для получения изображения звездного неба чаще всего используются растровые экраны (компьютерные или телевизионные) [Аванесов и др., 2009].

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

Однако изображения звездного неба на таких экранах отличаются по своим свойствам от реального звездного неба. Эти отличия необходимо учитывать при проведении динамических испытаний ЗД и обработке их результатов.

Два наиболее важных отличия связаны с дискретностью растрового экрана. Угловые размеры звезд на небе можно считать нулевыми — они на несколько порядков меньше угловых размеров дифракционного изображения звезды, создаваемого объективом ЗД в фокальной плоскости. Таким образом, звезды для ЗД — идеальные точечные источники света. Одновременно положения звезд в поле зрения ЗД могут изменяться на сколь угодно малую величину.

На экране минимальный размер изображения равен пикселю\*, в то время как звезды на реальном небе — точечные источники. Перемещение изображения по экрану (без изменения его формы и яркости) также возможно только на величину, кратную пикселю.

Влияние дискретности экрана ИЗН незначительно, когда угловой размер пикселя экрана становится в несколько раз меньше углового размера пикселя фотоприемника ЗД, т.е. когда за один пиксель фотоприемника попадают изображения многих пикселей экрана.

---

Тучин Максим Сергеевич - научный сотрудник, wizard81@mail.ru  
Захаров Андрей Игоревич - научный сотрудник, zakh@sai.msu.ru,  
Крусанова Наталия Леонидовна - научный сотрудник, nat.krouss@gmail.com  
Миронов Алексей Васильевич - старший научный сотрудник, д.ф.-м.н., доцент, almir@sai.msu.ru  
Мошкалев Виталий Георгиевич - вед. программист, к.ф.-м.н., moshvg@mail.ru  
Прохоров Михаил Евгеньевич - зав. лабораторией, д.ф.-м.н., доцент, mike.prokhorov@gmail.com  
Стекольников Олег Юрьевич - старший научный сотрудник, к.т.н., ocl@inbox.ru

\*Для цветного экрана это не совсем так. Вопрос обсуждается ниже.

Однако такая ситуация реализуется не всегда. В табл. 1 приведены разрешения типичных экранов, используемых в ИЗН, и ПЗС/КМОП-матриц, используемых в ЗД.

**Таблица 1.** Типичные разрешения экранов и ПЗС/КМОП-матриц

Растровые экраны		Звездные датчики	
тип экрана	разрешение, пкс	модель ЗД	разрешение матрицы, пкс
Sony Vaio VGN UX <sup>1)</sup>	1024×600	АД-1 (МОКБ «Марс» <sup>2)</sup> БОКЗ-М, МФ, М60 <sup>3,4)</sup>	512×512
Смартфон, планшет	1024×768	БОКЗ-М60/1000 <sup>3,4)</sup> 348К «Геофизика» <sup>4)</sup>	1024×1024
Экран десктопа, HD-телевизор	1920×1080	БОКЗ-МД-01 <sup>3)</sup> ОГ-24,36,60/4 <sup>5)</sup>	2048×2048
4k ultra HD	4096×2160	ОГ-60,90,200/20 <sup>5)</sup> ОГ-90,200/5000 <sup>6)</sup>	4500×4500 5120×3840
Dell UP2715K <sup>7)</sup> , HP Z27q <sup>7)</sup>	5120×2880	АИНС (ЗД) <sup>8)</sup>	8176×6132

Примечания:

<sup>1)</sup> Используется в коллиматорном блоке имитатора звездного неба [Воронков и др., 2013].

<sup>2)</sup> Официальный сайт ФГУП МОКБ «Марс» [Марс, 2011].

<sup>3)</sup> Официальный сайт отдела оптико-физических исследований ИКИ РАН [ООФИ ИКИ, 2013а].

<sup>4)</sup> [Дятлов, Бессонов, 2009].

<sup>5)</sup> [Аванесов и др., 2015b].

<sup>6)</sup> [Аванесов и др., 2015c].

<sup>7)</sup> Наибольшее разрешение экранов на market.yandex.ru на 20.08.2016.

<sup>8)</sup> Астроинерциальная навигационная система [Аванесов и др., 2015а].

Допустим, что изображение участка звездного неба на экране имитатора целиком перекрывало все поле зрения ЗД, и при этом размер изображения пикселя экрана в фокальной плоскости был бы меньше размера пикселя матрицы фотоприемника. Тогда из данных табл. 1 видно, что для «старых» моделей ЗД с матрицами 512×512 для достижения этой цели с некоторыми оговорками хватает экранов размером 1024×600 или 1024×768 пикселей. (Именно малогабаритные компьютеры Sony Vaio VGN UX используются в переносных блоках ИЗН, разработанных в ООФИ ИКИ для своих датчиков [ООФИ ИКИ, 2013b].)

Спроецировать на матрицу 1024×1024 экран HD-разрешения можно, только если его края будут (почти) параллельны краям матрицы. При их произвольном развороте нужно уже использовать 4к-экран. А экранов, которые можно отобразить «пиксель-в-пиксель» на матрицы больших размеров (при произвольной ориентации), сегодня просто нет.

Вместо одного монолитного экрана можно использовать мультиэкранную систему\*\*, но возникает вопрос о взаимной привязке экранов (механической и программной).

Изображение на ИЗН может занимать только часть поля зрения ЗД, в этом случае результаты, полученные при испытаниях, могут сильно отличаться от истинных значений параметров ЗД.

Таким образом, при использовании одиночного экрана в динамическом стенде размер его пикселя на фокальной плоскости в лучшем случае будет равен пикселю фотоприемника, а, возможно, будет превышать его (может быть, в несколько раз).

При любом размере пикселя изображение на экране без изменения его формы и яркости можно перемещать только на целое число пикселей вдоль строк или/и вдоль столбцов экрана.

\*\* В этой системе экраны необязательно должны располагаться вплотную друг к другу.

Другое отличие изображения на экране от реального неба состоит в существенно меньшем динамическом диапазоне яркости экрана, т.е. черный фон экрана гораздо ярче черных областей неба, а яркость изображений звезд меняется в ограниченном диапазоне дискретным, а не непрерывным образом. Однако для динамических испытаний ЗД это отличие существенно менее важно, чем рассмотренное выше.

## 1. ОШИБКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ФОТОЦЕНТРА КВАДРАТНОГО ПИКСЕЛЯ НА МАТРИЧНОМ ФОТОПРИЕМНИКЕ

Рассмотрим, какая систематическая ошибка определения положения может возникать при проецировании пикселя экрана конечного размера на матричный фотоприемник.

Пусть пиксели и экрана, и фотоприемника имеют форму квадратов. Линейный размер стороны пикселя фотоприемника примем за единицу, а размер стороны проекции пикселя экрана равен  $L$  ( $L$  может быть как меньше, так и больше 1).

На экране светится один пиксель, все остальные абсолютно темны. Изображение светящегося пикселя на фокальной плоскости равномерно освещено. Геометрический центр яркого пикселя попадает в некий (нулевой) пиксель фотоприемника в точку с координатами  $(x_0, y_0)$ , которые отсчитываются от его нижнего левого угла. Стороны изображения светящегося пикселя образуют угол  $\alpha$  со сторонами пикселей фотоприемника ( $0 \leq \alpha < 90^\circ$ ).

Координаты фотоцентра изображения светящегося пикселя  $(x_p, y_p)$  считаем как взвешенное среднее:

$$x_p = \frac{\sum_{i,j} x_{ij}^{(c)} s_{ij}}{\sum_{i,j} s_{ij}}, y_p = \frac{\sum_{i,j} y_{ij}^{(c)} s_{ij}}{\sum_{i,j} s_{ij}}, \quad (1)$$

здесь  $i, j$  – номер пикселя (нулевой пиксель занимает по  $x$  координаты  $0 \leq x < 1$ ),  $x^{(c)}$  и  $y^{(c)}$  – координаты центра пикселя, которые равны  $x_{ij}^{(c)} = i + 0,5$ ,  $y_{ij}^{(c)} = j + 0,5$ ,  $s_{ij}$  – сигнал в пикселе. Координаты фотоцентра в общем случае отличаются от истинных координат центра, отличие будет зависеть от  $x_0, y_0, \alpha$  и  $L$ .

Был написан код, в котором для заданного набора параметров  $x_0, y_0, \alpha$  и  $L$  вычисляются положения вершин светящегося пикселя, затем вокруг него на матричном фотоприемнике строится описанный пиксельный прямоугольник, и для каждого входящего в него пикселя вычисляется регистрируемый сигнал  $s_{ij}$ , пропорциональный площади пересечения пикселя фотоприемника и изображения светящегося пикселя экрана. Изображение пикселя яркое, поэтому шумами сигнала можно пренебречь. Для описанного прямоугольника по формулам (1) вычисляются координаты фотоцентра  $(x_p, y_p)$ , после чего находятся отклонения фотоцентра от истинного центра по каждой из координат:  $dx = x_p - x_0$ ,  $dy = y_p - y_0$ , а также

полное смещение  $dr = \sqrt{dx^2 + dy^2}$ .

Было проведено компьютерное моделирование 1000 случайно выбранных квадратов, для которых параметры  $x_0, y_0$  разыгрывались в интервале  $[0, 1]$ , угол  $\alpha$  в интервале  $[0; 90^\circ]$ , а размер пикселя экрана  $L$  в интервале  $[0,8; 5,0]$ , который перекрывает возможные отношения размеров пикселей. Во всех случаях разыгрывались равномерно распределенные случайные величины.

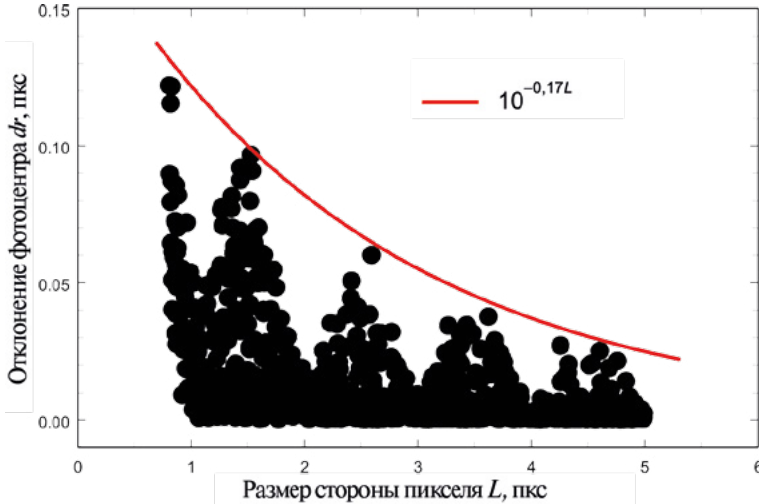
Результаты моделирования показаны на рис. 1 и 2. В среднем отклонения невелики и не превышают 0,01...0,02 пкс фотоприемника, в выбросах отклонение доходит до 0,10...0,14 пкс. За исключением выбросов такие отклонения фотоцентра несущественны для функционирования сегодняшних ЗД.

На рис. 1 приведена зависимость отклонения от размера светящегося пикселя. Видно, что при целых значениях  $L$  отклонения минимальны, а максимумы при-

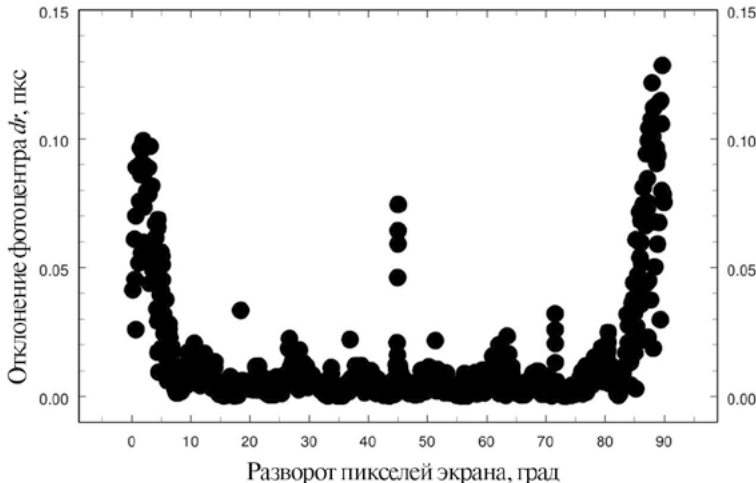
ходятся на полупелые  $L$ . Амплитуда максимумов убывает по экспоненциальному закону:

$$dr_{\max} \approx 0,18 \cdot 10^{-0,17L}.$$

На рис.2 показана зависимость величины отклонений от угла взаимного разворота растров  $\alpha$ . На нем видно, что значительные выбросы наблюдаются только при углах, близких к  $0^\circ$  или к  $90^\circ$ , несколько меньший пик выбросов виден вблизи  $45^\circ$ .



**Рис. 1.** Зависимость отклонения фотоцентра  $dr$  от размера освещенного пикселя экрана  $L$ . Смещения даны в пикселях приемника



**Рис. 2.** Зависимость отклонения фотоцентра  $dr$  от угла разворота освещенного пикселя экрана  $\alpha$ . Смещения даны в пикселях приемника

Объяснение этого эффекта приведено на рис. 3, где показан контур светящегося пикселя и описанный пиксельный прямоугольник. В каждом его пикселе указан сигнал в процентах от максимума. В центре прямоугольника сигнал 100%, в крайних – меняется от 0 до 100%. Малый сигнал означает, что только узкая освещенная полоска попадает в этот пиксель (как вблизи верхнего края на рис. 3), что

приводит к сдвигу фотоцентра в этом направлении при его вычислении по формуле (1). При малых углах разворота заполнение всех пикселей вдоль каждого края одинаково и сдвиг от отдельных пикселей складывается, при больших углах разворота сдвиги от пикселей частично компенсируют друг друга. Этот эффект похож на рассмотренный в нашей работе [Захаров, Никифоров, 2011], но там изображения звезд имели круглую форму.

0	0	2	7	3
87	97	100	100	38
90	100	100	100	43
80	100	100	100	52
32	36	33	27	13

**Рис.3.** Распределение сигналов в прямоугольнике, описанном вокруг изображения светящегося пикселя (красный контур). Сигнал дан в процентах от максимума

## 2. ОШИБКИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИИ ПО КАДРУ, В КОТОРОМ ЗВЕЗДЫ ИЗОБРАЖАЮТСЯ ОДИНОЧНЫМИ ПИКСЕЛЯМИ

Рассмотрим фрагмент звездного неба на растровом экране динамического стенда, в котором все звезды изображены одиночными светящимися пикселями. В таком кадре фотоцентры звезд расположены не в их истинных положениях, а в ближайших к ним центрах пикселей экрана. Какие погрешности будут возникать при попытке определить ориентацию по такому кадру?

Если звезда с произвольными (случайными) координатами попадает внутрь пикселя единичного размера, то ее среднеквадратичное отклонение от центра этого пикселя будет составлять примерно  $1/3$ . Но это относится к одиночной звезде.

Для вычисления систематической ошибки определения ориентации по кадру с одиночными звездами методом наименьших квадратов (МНК) решалась задача нахождения минимума невязки. В качестве невязки бралась сумма квадратов расстояний между фотоцентрами изображений звезд на экране и их истинными положениями, яркость звезд и конечность их размеров на экране (см. предыдущий раздел) при этом не учитывались. Минимум невязки соответствует решению задачи Вахбы [Wahba, 1965]. Параметрами МНК являлись координаты центра кадра и угол его поворота вокруг центра, другие параметры этой задачи - разрешение экрана  $M$  (по одной стороне) и число навигационных звезд в кадре  $N$ . Разрешение экрана пробегало значения, кратные  $2^n$ : 256, 512, 1024, 2048 и 4096, а число звезд - некоторые значения из интервала  $[2, 200]$ . Для каждого сочетания параметров  $M$  и  $N$  проводилось определение ориентации для 10 000 случайных кадров. По каждому кадру находились отклонения центра кадра  $(x, y)$ , определенные по кадру, от истинного положения центра кадра  $(x_0, y_0)$ :  $dx = x - x_0$ ,  $dy = y - y_0$ , и величина  $dr = \sqrt{dx^2 + dy^2}$ , а также угол поворота кадра  $\psi$ . Для этих величин определялись средние значения и среднеквадратическое отклонение (СКО).

Моделирование показало, что в указанном выше диапазоне параметров систематические ошибки смещения центра экрана от его разрешения практически

не зависят. На рис. 4 показана зависимость смещения по осям координат ( $dx$ ,  $dy$ ) и по радиусу  $dr$  в зависимости от числа навигационных звезд. Отклонения по осям  $X$  и  $Y$  практически одинаковы, их средние значения близки к нулю. Среднее значение  $dr$  убывает с ростом  $N$  от 0,11 пкс экрана при  $N = 2$  до 0,012 пкс при  $N = 2$ . При  $N = 10$  среднее значение  $dr$  равно 0,051 пкс. СКО всех указанных величин убывают с ростом  $N$ .

Значения угла поворота  $\psi$  не превышают нескольких угловых минут. Средние значения угла  $\psi$  очень близки к нулю. На рис.5 показана зависимость СКО поворота кадра  $\psi$  от числа навигационных звезд в нем и от разрешения экрана.

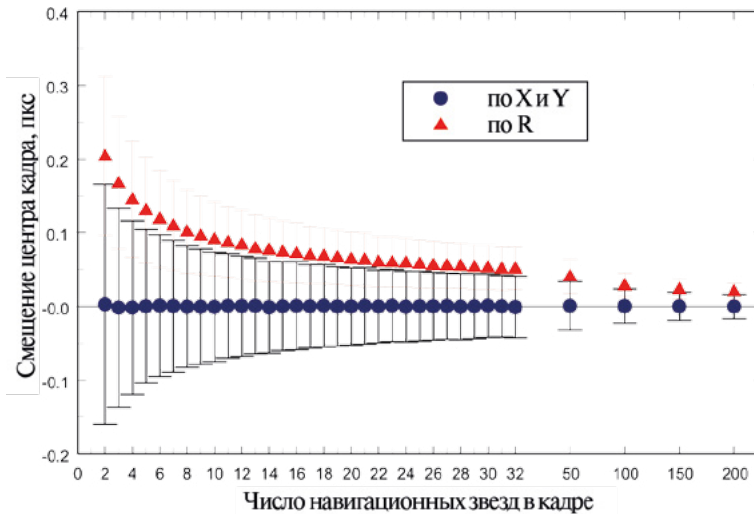


Рис. 4. Отклонение положения центра кадра по отдельным координатам и по радиусу при определении ориентации по растровому экрану в зависимости от числа навигационных звезд в кадре. Отклонения даны в долях пикселя экрана

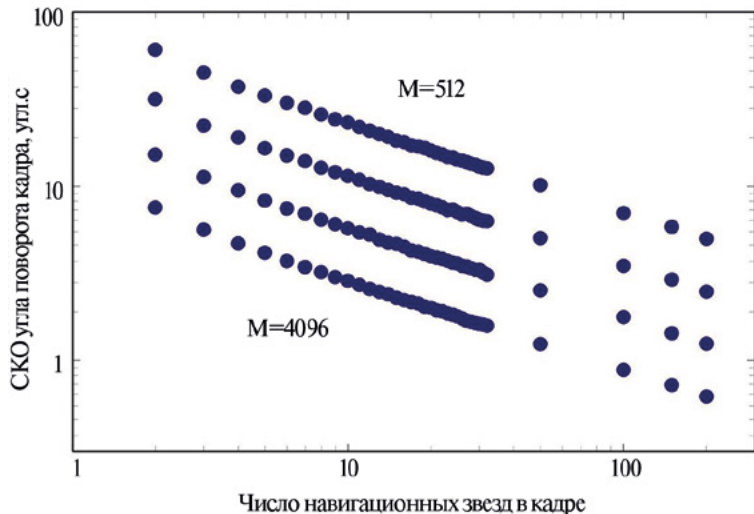


Рис. 5. Среднеквадратическое отклонение угла поворота в зависимости от числа навигационных звезд в кадре и от разрешения экрана.

Верхняя последовательность точек соответствует  $M = 512$ , нижняя —  $M = 4096$ .

Величины СКО в последовательностях отличаются примерно в 2 раза. Зависимость СКО от числа звезд степенная:  $СКО \sim N^{-0.5}$  (приблизительно). СКО дано в угловых секундах

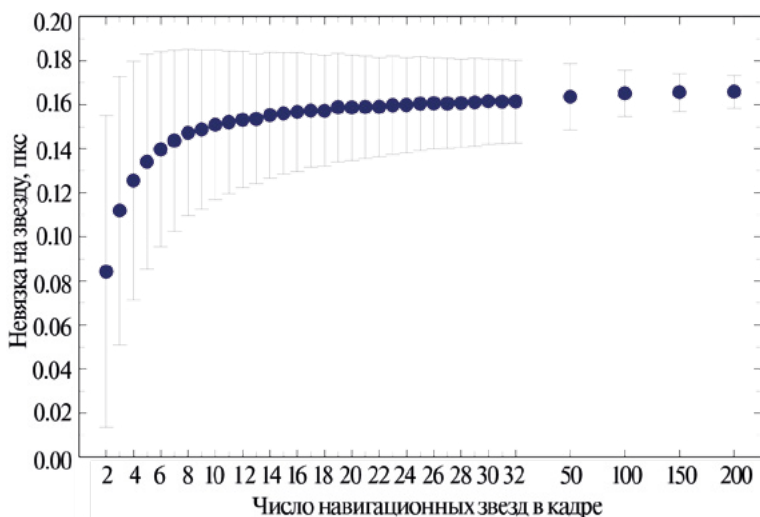


Рис. 6. Зависимость невязки на одну звезду от числа навигационных звезд в кадре. Невязка дана в долях пикселя экрана

На рис. 6 показана зависимость средней величины и СКО невязки, приходящейся на одну навигационную звезду, от их числа в кадре. Заметим, что невязка возрастает от 0,08 пкс для 2 звезд до 0,15...0,16 пкс, когда звезд более 20. СКО с ростом числа звезд уменьшается. Зависимости невязки от разрешения экрана нет.

Сравним возникающие погрешности с точностями ЗД, для примера возьмем датчик БОКЗ-М или М60, которые используют ПЗС-матрицу  $512 \times 512$  и имеют поле зрения  $8 \times 8^\circ$ . Угловой размер пикселя этих ЗД составляет 56 угл.с, а типичное значение ошибки определения центра кадра, равное 0,1 пкс (см. рис. 4), будет, соответственно, составлять 5,6 угл.с, что примерно в 10 раз больше, чем погрешность этих датчиков, составляющая 0,5 угл.с [ООФИ ИКИ, 2013а]. Такая погрешность достигается, если размеры пикселей экрана и ПЗС примерно равны (например, при использовании ИЗН на основе Sony Vaio VGN UX), в противном случае она будет еще больше.

Видно, что погрешность определения ориентации, связанная с дискретностью растрового экрана динамического стенда, достаточно велика, и ее необходимо учитывать при проведении испытаний ЗД.

### 3. «СОСТАВНЫЕ» ЗВЕЗДЫ: ИЗОБРАЖЕНИЕ ЗВЕЗД НЕСКОЛЬКИМИ ПИКСЕЛЯМИ РАСТРОВОГО ЭКРАНА

Изображение звезды одиночным светящимся пикселем на динамическом экране позволяет добиться наименьшего размера ее изображения. Однако расчеты, приведенные в разделе 2, показывают, что такой подход не оптимален, так как приводит к большой систематической ошибке при определении ориентации. Как этого избежать?

Один из возможных вариантов — использовать «составные» звезды из нескольких соседних пикселей, с различной интенсивностью. Сами пиксели и интенсивности их свечения выбираются так, чтобы фотоцентр изображения был как можно ближе к истинному положению звезды.

Следует заметить, что подавляющее большинство современных компьютерных и телевизионных экранов (независимо от используемой в них технологии) — цветные. В зависимости от технологии изготовления пиксель монитора состоит из трех или четырех субпикселей, которые излучают красный, синий и зеленый свет (на экранах с четырьмя субпикселями 2 из них зеленые). Светимость каждого

из субпикселей может принимать 256 различных значений, что позволяет воспроизвести примерно 16 млн цветов на экране.

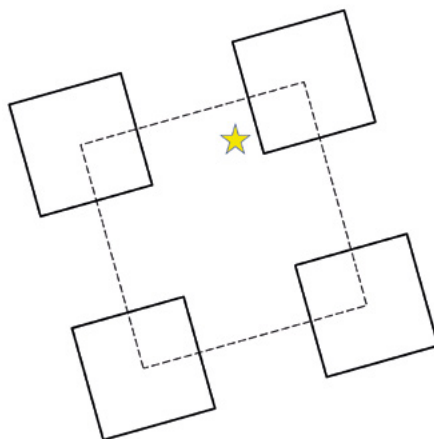
Для определения положения фотоцентра цветного пикселя помимо геометрии субпикселей и их интенсивности для каждого из уровней яркости необходимо знать спектры излучения каждого из субпикселей и кривую спектральной чувствительности фотоприемника ЗД. Вычисление оказывается достаточно сложной процедурой. Этого можно избежать, если зажигать в пикселе только один субпиксель\*\*\*. В этом случае положение фотоцентра не будет зависеть от спектра излучения субпикселя и от спектральной чувствительности фотоприемника ЗД.

В следующем разделе рассмотрены «составные» звезды на экране с четырьмя (2×2) субпикселями, в пикселях которых зажигается только один субпиксель.

#### 4. ПОГРЕШНОСТЬ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ФОТОЦЕНТРОВ СОСТАВНЫХ ЗВЕЗД

Пусть пиксели экрана ИЗН имеют квадратную форму и состоят из четырех субпикселей (2×2) также квадратной формы. Для воспроизведения на экране составной звезды в пикселях может зажигаться только один субпиксель. Цвет этого субпикселя один для всех пикселей (например, красный). Будем также считать, что во включенном состоянии субпиксель светится равномерно по всей своей площади.

Проведем контур (квадрат), соединяющий центры субпикселей выбранного цвета у четырех соседних (2×2) пикселей. Эта конфигурация при ненулевом повороте экрана показана на рис. 7. Если истинный центр звезды попадает внутрь построенного контура, то составная звезда строится путем включения этих четырех пикселей.



**Рис. 7.** Субпиксели четырех цветных пикселей, из которых строится составная звезда

Будем считать, что излучение  $I_n$  пикселей линейно зависит от заданного уровня яркости пикселя –  $n$ :

$$I_n = I_{\text{фон}} + n \cdot \Delta I,$$

здесь  $I_{\text{фон}}$  – фоновое излучение выключенного ( $n=0$ ) пикселя любого цвета,  $\Delta I$  – разность излучения соседних уровней яркости,  $n$  – целое в интервале  $[0, 255]$ .

Отметим, что в составной звезде не включаются все пиксели четверки. Если звезда лежит вблизи диагонали контура, то для ее воспроизведения необходимо

\*\*\* Предпочтительно зелёный или красный при трех и красный при четырех субпикселях.

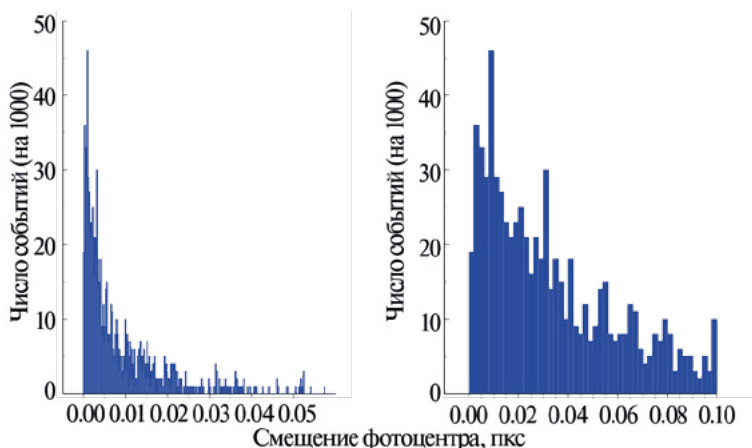


включить пиксели на концах этой диагонали. Если звезда не лежит на диагонали, то включаются три пикселя: наиболее близкий к звезде и две соседние с ним вершины контура. В обоих случаях уровни яркости включаемых субпикселей связаны с координатами звезды линейными соотношениями.

Было проведено следующее моделирование. Звезда случайно «бросалась» внутрь квадрата, соединяющего центры четырех субпикселей. Вычислялись интенсивности пикселей для составной звезды. Определялось положение фотоцентра составной звезды и находилось его отклонение  $dr$  от истинного положения звезды. Процедура была проведена 1000 раз.

На рис. 8 приведена гистограмма распределения отклонений  $dr$  по величине. Видно, что хотя возможны достаточно существенные отклонения до 0,05 пикселя, в большинстве случаев их величина заметно меньше. Медиана в приведенной гистограмме составляет  $dr^m = 0,0045$  пкс.

Таким образом, использование составных звезд даже в рассмотренном простейшем варианте позволяет сделать систематическую погрешность, связанную с дискретностью экрана ИЗН, меньше случайной погрешности ЗД.



**Рис. 8.** Распределение смещений фотоцентра составной звезды относительно истинного положения звезд (в долях пикселя экрана). Слева — полная диаграмма распределения, справа — область малых смещений. Ширина бина диаграммы 0,0002 пкс

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Рассмотрен ряд систематических ошибок, появляющихся при динамических испытаниях звездных датчиков из-за дискретной природы растровых экранов, используемых в имитаторах звездного неба. Проведенное моделирование позволяет дать следующие рекомендации для проведения таких испытаний.

- 1) Наилучшие углы между строками экрана и строками матричного фотоприемника для проведения динамических испытаний составляют 20...25° или 65...70°.
- 2) Изображение звезд одиночными пикселями экрана приводит к систематической ошибке порядка 0,1–0,2 углового размера пикселя экрана, что в большинстве случаев неприемлемо велико.
- 3) Составные звезды из четырех пикселей позволяют уменьшить эту погрешность в 10–30 раз.
- 4) Для исключения хроматических эффектов изображения звездного неба следует давать только в одном из цветов субпикселей экрана (предпочтительно в красном).

## ЛИТЕРАТУРА

- [Аванесов и др., 2009] *Аванесов Г. А., Воронков С. В., Дунаев Б. С., Красиков В. А. и др.* Имитаторы звездного неба для наземной отработки датчиков звездной ориентации // Всероссийская научно–техническая конференция «Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов»: Сб. тр. 22–25 сент. 2008 г. Россия, Таруса / М.: ИКИ РАН. 2009. С. 372–386.
- [Аванесов и др., 2015a] *Аванесов Г. А., Бессонов Р. В., Брысин Н. Н., Куркина А. Н. и др.* Астроинерциальная навигационная система // 4-я Всероссийская научно–техническая конференция «Современные проблемы определения ориентации и навигации космических аппаратов»: Сб. тр. 8–11 сент. 2014 г. Россия, Таруса / Под ред. Г.А.Аванесова. М.: ИКИ РАН. 2015. С. 21–37.
- [Аванесов и др., 2015b] *Аванесов Г. А., Бессонов Р. В., Форш А. А., Куделин М. И.* Анализ современного состояния и перспектив развития приборов звездной ориентации семейства БОКЗ // 4-я Всероссийская научно–техническая конференция «Современные проблемы определения ориентации и навигации космических аппаратов»: Сб. тр. 8–11 сент. 2014 г. Россия, Таруса / Под ред. Г.А.Аванесова. М.: ИКИ РАН. 2015. С. 6–20.
- [Аванесов и др., 2015c] *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. С. 3–13.
- [Воронков и др., 2013] *Воронков С. В., Дунаев Б. С., Никитин А. В., Шамис В. А.* Динамические имитаторы звездного неба, предназначенные для комплексной отработки астроприборов в составе космических аппаратов // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2013. Т. 10. № 2. С. 307–315.
- [Дятлов, Бессонов, 2009] *Дятлов С. А., Бессонов Р.В.* Обзор звездных датчиков ориентации космических аппаратов // Всероссийская научно–техническая конференция «Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов»: Сб. тр. 22–25 сент. 2008 г. Россия, Таруса / М.: ИКИ РАН. 2009. С. 11–31.
- [Захаров, Никифоров, 2011] *Захаров А.И., Никифоров М.Г.* Систематические и случайные ошибки определения положения фотоцентров звезд на матричных фотоприемниках // 2-я Всероссийская научно–техническая конференция «Современные проблемы определения ориентации и навигации космических аппаратов»: Сб. тр. 13–16 сент. 2010 г. Россия, Таруса / Под ред. Г.А.Аванесова. М.: ИКИ РАН. 2011. С. 280–288.
- [Марс, 2011] Официальный сайт ФГУП МОКБ «Марс». Раздел: Продукция // URL: <http://www.mars-mokb.ru/product.html>. 2011.
- [ООФИ ИКИ, 2013a] Официальный сайт отдела оптико-физических исследований ИКИ. Раздел: Сравнительные характеристики звездных датчиков ориентации семейства БОКЗ // URL: [http://ofo.ikiweb.ru/bokz\\_table.php](http://ofo.ikiweb.ru/bokz_table.php). 2013.
- [ООФИ ИКИ, 2013b] Официальный сайт отдела оптико-физических исследований ИКИ. Раздел: Динамические имитаторы звезд // URL: [http://ofo.ikiweb.ru/st\\_dynamic\\_im.php](http://ofo.ikiweb.ru/st_dynamic_im.php). 2013.
- [Wahba, 1965] *Wahba G.* A Least Squares Estimate of Spacecraft Attitude // SIAM Review. 1965. V. 7. Iss. 3. P. 409–409.

## SYSTEMATIC ERRORS OF THE STARRY SKY IMITATORS BASED ON RASTER SCREENS

**M.S. Tuchin, A.I. Zakharov, N.L. Kroussanova, A.V. Mironov, V.G. Moshkaleva,  
M.E. Prokhorov, O.Yu. Stekolshchikov**

Sternberg Astronomical Institute of Lomonosov Moscow State University,  
(SAI MSU), Moscow, Russia

To study the characteristics of the attitude star trackers (ST) are used dynamic test benches, which include starry sky simulators. Recently, raster screens (computer or television) are often used to obtain images of the starry sky.

The advantages of using computer-controlled screen are obvious: they can reproduce any portion of the sky, add any number of strays objects with desired properties, cause the sky in the movement, etc.

However, raster screens have some features that are sure to be taken into account for ST dynamic testing and processing their results.

The most important feature of the raster screen is its discreteness. The minimum image size is equal pixel, whereas the real stars are point sources. Movement the image on the screen is also possible only by the amount of multiple pixels.

The second feature is the screens have color pixels. Each pixel is divided into subpixels of three colors: red, green and blue. Change the color of the pixel leads to a shift of its photocenter. On the position of a star photocenter also affects the spectral sensitivity of ST image sensor.

Usually the screen pixel projection on the ST focal plane is comparable to size of the ST photodetector pixels, but there are situations when the screen pixel projection will be several times large.

These factors lead to appearance of systematic errors in the solution of Wahba problem. It certainly should be considered for ST dynamic testing. This paper gives estimation of the specified systematic errors and discusses their influence on ST dynamic parameters measurement.

*Keywords:* starry sky simulator, raster display, pixels, image discreteness, dynamic range

---

**Tuchin** Maksim Sergeevich - research scientist, wizard81@mail.ru

**Zakharov** Andrey Igorevich - research scientist, zakh@sai.msu.ru

**Kroussanova** Natalya Leonidovna - research scientist, nat.krouss@gmail.com

**Mironov** Aleksey Vasilevich - senior scientist, doctor, almir@sai.msu.ru

**Moshkalev** Vitaly Georgievich - leading programmer, PhD, moshvg@mail.ru

**Prokhorov** Mikhail Evgenievich - head of laboratory, doctor, mike.prokhorov@gmail.com

**Stekolshchikov** Oleg Yurievich - senior scientist, PhD, oct@inbox.ru

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

**В.О. Князев, В.В. Куняев, О.В. Федотов, И.Л. Фишкин, А.П. Бытейщиков**

Акционерное общество «Научно-производственное предприятие  
«Геофизика - Космос», Москва, Россия

Для упрощения процесса отработки программного обеспечения (ПО) звездного прибора предложено следующее решение: специальное ПО генерирует кадр с фотоприемника, с учетом параметров имитируемого звездного прибора, орбиты, эволюций КА и фоновых помеховой обстановки. Сгенерированный кадр передается в испытуемый прибор средствами NI PXI под управлением LabView. Одновременно кадр обрабатывается математической моделью. Сравнение результатов обработки кадра математической моделью и реальным прибором позволяет локализовать ошибки в ПО прибора. Такой подход позволяет создать тестовые сценарии, не ограниченные возможностями испытательных стендов. Предложенный метод может быть применен при отработке и отладке как проектов ПЛИС, осуществляющих предобработку изображения, так и ПО в целом, включая штатный протокол взаимодействия с бортовым цифровым вычислительным комплексом (БЦВК).

*Ключевые слова:* звездный датчик, программное обеспечение, отладка, математическая модель, NI PXI, LabView.

Разработка, отладка и отработка алгоритмического и программного обеспечения является одним из наиболее трудоемких процессов создания звездных приборов. В ходе работ по созданию ПО используются различные технические средства: на этапе разработки это математические модели, симуляторы, эмуляторы, а при отладке и отработке – различное стендовое оборудование и контрольно-проверочная аппаратура. Все эти средства обладают своими преимуществами и имеют свои недостатки, кроме того, средства разработки и отладки зачастую определяются выбранными схемотехническими решениями вычислителя прибора.

В настоящее время современным решением в звездных приборах является отказ от блоков оперативного запоминающего устройства (ОЗУ) для хранения полных кадров, полученных с фотоприемной матрицы (ФПМ). Такое решение предполагает наличие предварительной обработки видеоизображения средствами ПЛИС или заказной микросхемы. Такой подход имеет явное преимущество с точки зрения качества прибора, однако отказ от полнокадрового ОЗУ делает затруднительной автономную отладку ПО на контрольных примерах (сгенерированных кадров, загружаемых в ОЗУ «снаружи»). Кроме того, сам проект предобработки требует верификации выполнения заложенных в нем алгоритмов.

Отработка на стендах имеет свои недостатки: если речь идет о высокоточных оптико-механических стендах, то это сильная ограниченность возможности имитации реальной группы звезд, динамики космического аппарата (КА) и фоновых помеховой обстановки. К недостаткам динамических имитаторов звездного неба относится сравнительно невысокая точность имитации межзвездных расстояний, распределения энергии в изображениях звезд и помеховых событий. Дополнительным недостатком отработки ПО на стендах является сложность определения причин отклонения функционирования прибора от штатного – это может быть случайное внешнее воздействие на прибор или имитатор, случайная засветка, шумовой выброс ФПМ, зависание ПО стенда и т.п. Ситуация еще более усугубляется, если идет поиск редко проявляющегося сбоя в работе.

---

**Князев** Владимир Олегович - зам. начальника отдела, 1102@geocos.ru

**Куняев** Владимир Васильевич - главный специалист, 1102@geocos.ru

**Федотов** Олег Владимирович - ведущий инженер, 1102@geocos.ru

**Фишкин** Илья Львович - ведущий инженер, 1102@geocos.ru

**Бытейщиков** Андрей Павлович - ведущий инженер, 1102@geocos.ru

Все это подводит к целесообразности создания моделирующего программно-аппаратного средства, которое, с одной стороны, позволит проводить отладку и отработку ПО «на железе», а с другой - будет лишено указанных недостатков.

В состав предлагаемого моделирующего комплекса (МК) входят:

- специализированное рабочее место на базе системы NI PXI с цифровым генератором/анализатором сигналов специальной формы NI PXI-6541;
- управляющая программа-диспетчер, выполненная в среде LabView;
- комплекс специального программного обеспечения (СПО МК).

Функционально СПО МК можно разделить на три условных блока. Первый блок СПО МК реализует генерацию кадрового изображения, с учетом известных параметров имитируемой ФПМ, оптической схемы, орбиты и эволюций КА на орбите, а также фоновомеховой обстановки. Второй блок ПО отвечает за передачу сгенерированного изображения в ПЛИС испытываемого прибора или макета. Для передачи используются аппаратные возможности NI PXI под управлением LabView, причем циклограмма работы прибора сохраняется, т.е. прибор «не чувствует» разницы между ФПМ и NI PXI. Третий блок ПО осуществляет сравнение результатов обработки изображения математической моделью алгоритмов прибора и реальных результатов обработки вычислителем прибора (выходная информация с прибора поступает по штатному или технологическому интерфейсу). Диспетчер отвечает за общую синхронизацию блоков СПО.

Фактическая реализация модулей СПО, впрочем, выглядит несколько иначе, что обусловлено удобством программирования и не меняет сути комплекса СПО. Схема взаимодействия модулей СПО внутри МК и с приборным ПО приведена на рисунке (дополнительно указаны средства разработки модулей СПО).

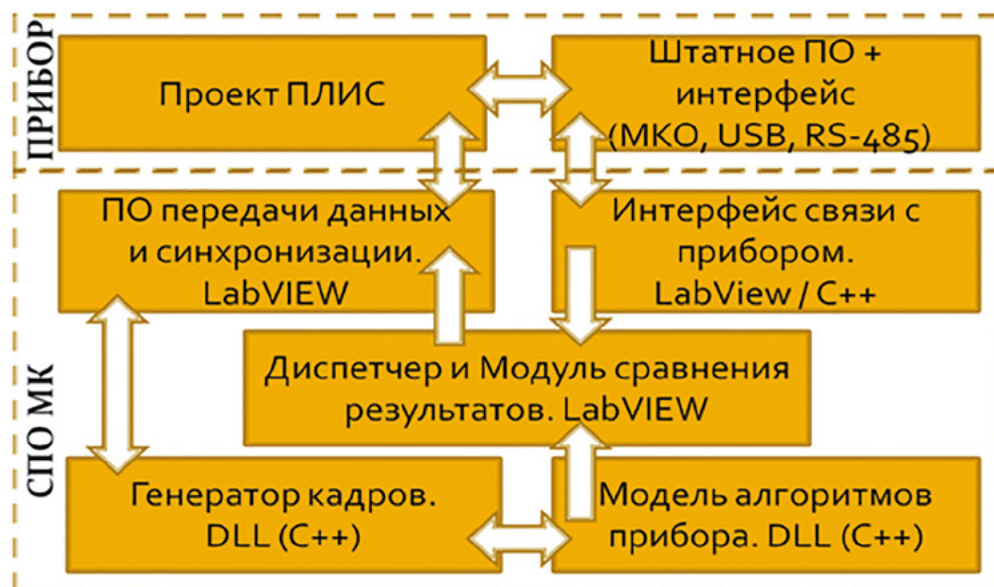


Схема взаимодействия модулей СПО и СПО с ПО прибора

Реализация предложенного программно-аппаратного моделирующего комплекса позволит повысить качество и снизить временные затраты на отладку и отработку ПО за счет:

- возможности «прогона» ПО на большой выборке входных данных; особое внимание следует уделить проверке различных граничных условий, раз-

- мерностей массивов, а также ограничений, связанных с аппаратной реализацией вычислений (особенно актуально при верификации проектов ПЛИС);
- автоматизации процесса с протоколированием результатов обработки в формате, удобном для анализа результатов (в том числе автоматического); в качестве критериев можно выбирать как самые простые (например, «успех - неудача»), так и более сложные (например, исследование накопления погрешности вычислений в процессоре в сравнении с математической моделью);
  - полной повторяемости входных данных, а при необходимости - гибких настроек входных данных для исследования поведения программ; важным представляется механизм генерации шумов ФПМ — следует предусмотреть как полностью случайные процессы, так и строго повторяемые от запуска к запуску; такие режимы позволят исследовать как устойчивость к естественному шуму сигналов с ФПМ, так и выявлять ошибки реализации алгоритмов, проявляющиеся при редких, трудно прогнозируемых комбинациях шумов; указанный подход уже успешно зарекомендовал себя в комплексных математических моделях;
  - удобства отладки и отработки ПО при корректировке алгоритмов; в таком случае изменения вносятся сначала в математическую модель алгоритмов, а затем - в приборное ПО; используя заранее созданные наборы тестовых сценариев, можно убедиться в том, что при вносе изменений в одну часть ПО не была нарушена другая — подобные ошибки случаются довольно часто и могут не выявляться при проверках, нацеленных на подтверждение только измененной части ПО.

В целом, предложенный подход позволяет создать тестовые сценарии, не ограниченные возможностями испытательных стендов, имеется возможность автоматизации оценки результатов проверок и обеспечивается полная повторяемость тестовых данных. Программно-аппаратный моделирующий комплекс может быть применен при отработке и отладке как проектов ПЛИС, осуществляющих предобработку изображения, так и ПО в целом, включая штатный протокол взаимодействия с БЦВК.

## **HARDWARE AND SOFTWARE SIMULATION COMPLEX FOR STAR TRACKER'S SOFTWARE DEBUGGING**

**V. Knyazev, V. Kuniaev, O. Fedotov, I. Fishkin, A. Buteyschikov**

Joint Stock Company Scientific & Production Enterprise Geofizika-Cosmos, Moscow, Russia

To simplify star tracker's software debugging the following decision was presented. Cyclic procedure is very simple: simulation of test frame of starry sky (with consideration for star tracker's features — FoV, focal length, frame rate etc. and environment — orbit, rate, SEU, stray light etc.) and upload test frames into test unit (star tracker) via NI PXI controlled by LabView. At the same time test frames are processed by mathematical model. Comparison of the results of the processing in model and star tracker allows to find and fix bugs in star tracker's SW. This approach makes it possible to create a variety of test scenarios, unlimited by test bench's facilities. Suggested method can be used for development and verification of both FPGA design implementing image pre-processing, and on-board computer's SW debugging, including interface protocol.

*Keywords:* star tracker, software debugging, mathematical model, NI PXI, LabView.

---

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

**Kuniaev Vladimir** - senior specialist, 1102@geocos.ru

**Fedotov Oleg** - lead engineer, 1102@geocos.ru

**Fishkin Iliya** - lead engineer, 1102@geocos.ru

**Buteyschikov Andrey** - lead engineer, 1102@geocos.ru

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

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

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

Рассматривается алгоритм определения поступательного и вращательного движения макетов на аэродинамическом столе с использованием обработки видеоизображения. Алгоритм основан на распознавании образов особых меток, установленных на верхней крышке макетов, и позволяет оценить положение центра масс макетов, их скорости, угловое положение и угловую скорость в системе координат, связанной со столом. В работе проводится исследование точности определения движения макетов, приведены результаты лабораторных испытаний разработанной системы.

*Ключевые слова:* определение движения, фильтр Калмана, обработка видеоизображения.

## ВВЕДЕНИЕ

Перед выводом на орбиту система управления движением космического аппарата проходит через серию испытаний. На этапе его разработки проводятся аналитические и численные исследования алгоритмов управления. Следующим этапом верификации алгоритмов управления являются испытания в условиях, максимально приближенных к орбитальным. Для этого создаются различные стенды, имитирующие движение спутников в условиях невесомости. В ИПМ им. М.В. Келдыша РАН разработан стенд, представляющий собой аэродинамический стол, по которому на воздушной подушке движутся макеты аппаратов с системами управления. На бортовых компьютерах этих макетов можно реализовать алгоритмы управления относительным движением и провести таким образом их лабораторные испытания. Для оценки движения макетов на поверхности стола необходима независимая система определения движения, благодаря которой можно оценить точность работы бортовых алгоритмов. Разработке такой системы посвящена настоящая статья.

Подобные стенды для моделирования относительного движения группы спутников распространены в исследовательских институтах и университетах мира. Например, в Центре космических технологий и микрогравитации (ZARM) Бременского университета (Германия) создан стенд LuVeX [Биндель и др., 2009]. В нем макеты включают пневматическую систему, создающую воздушную подушку через пористые ножки для минимизации трения со стеклянной поверхностью стола. Недостатками такого подхода является повышенная сложность макета и малая отказоустойчивость системы. Кроме того, необходимо довольно часто заправлять баллоны сжатым воздухом. Испытания системы управления проекта Массачусетского технологического института SPHERES проводятся для отработки движения группы спутников на параболической траектории самолета и на МКС [Saenz-Otero et al., 2009]. Группа состоит из трех наноспутников, которые совершают движения в состоянии невесомости. Такой эксперимент является весьма дорогим и требует больших затрат времени и средств на подготовительном этапе. Поэтому для этих наноспутников построили специальную подставку на воздушной подушке и предварительные эксперименты и отработку проводили на гладкой поверхности. В Стенфордском университете разработаны три робота, способные скользить по гладкой поверхности

---

**Иванов** Даниил Сергеевич – старший научный сотрудник, danilivanovs@gmail.com

**Коптев** Михаил Дмитриевич - инженер, inflex95@mail.ru

**Прошунин** Николай Николаевич - инженер, nnproshunin@gmail.com

на воздушной подушке [Wilson, Rock, 1995]. Этот проект весьма экономичен и не требует больших затрат времени для подготовки и проведения экспериментов. Создание таких роботов позволяет проводить эксперименты по исследованию динамики и по отработке алгоритмов управления сложными многозвенными системами. В Милане в Политехническом университете занимаются созданием робота, названного Smart-Flyer, использующегося для тестирования алгоритмов управления движением [Space Robotics, 2015]. Этот робот оснащен двумя пропеллерами, имитирующими воздействия импульсных двигателей. В римском университете La Sapienza с использованием макета PINOCCHIO проводятся испытания системы сближения и стыковки, а также моделируется управление спутником с нежесткими элементами конструкции [Sabatini et al., 2014].

Для определения положения макетов на каждом стенде используются свои подходы. Так, макет LuVeX с помощью снимков потолка, на котором установлен имитатор звездного неба, определяет свое положение в пространстве [Иванов и др., 2010]. На макете PINOCCHIO также используется обработка видеоизображения, но камера направлена на второй аппарат, с которым планируется стыковка [Sabatini et al., 2014]. Если на макете установлена особая метка, то алгоритм определяет относительное положение макетов и эта информация используется для управления. Также для автономной навигации на макетах используются инфракрасные датчики, датчики угловой скорости, акселерометры и т.д. Для достижения большей точности часто необходимо комбинировать эти системы [Иванов и др., 2010]. Так, на стенде в ИПМ планируется использование совокупности датчиков, установленных на макете, совместно с системой камер над столом, независимо определяющих положение объектов на нем. Эта работа лежит в русле направления исследований в ИПМ им. М.В. Келдыша по определению относительного движения космических аппаратов [Иванов и др., 2012; Богуславский, 2004].

## 1. АЛГОРИТМ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ

Для определения движения макетов на плоскости с помощью веб-камеры необходимо провести предварительную подготовку. Прежде всего нужно установить камеру таким образом, чтобы в область видимости попадала вся поверхность стола. Так как аэродинамический стол имеет большие габариты, то при наиболее удобном расположении камеры на потолке вертикально над столом вся поверхность не помещается в кадр. Это приводит к необходимости установки камеры под углом относительно вертикали к столу. Далее, для получения четкого изображения поверхности стола требуется настройка фокального расстояния линзы, чтобы чувствительная матрица находилась в фокальной плоскости. Как правило, программно нельзя задать фокусное расстояние для стандартных веб-камер, но можно воспользоваться функцией автофокусировки. Для нахождения фактического фокусного расстояния, а также еще ряда внутренних параметров камеры проводится ее калибровка, которая заключается в обработке набора изображений объекта с известной формой. В качестве такого объекта была выбрана шахматная доска, так как черно-белые квадратные поля с известными размерами несложно распознать по причине достаточной контрастности. После того как камера зафиксирована, требуется определить переход между системой координат, связанной с веб-камерой, и системой координат, связанной со столом. Для этого в начале системы координат стола устанавливается также шахматная доска с известными размерами полей, что позволяет провести необходимые измерения для нахождения матрицы перехода и вектора между началами системы координат. На этом предварительная подготовка заканчивается.

Макеты на плоском столе имеют три степени свободы – одна вращательная и две поступательные. Для определенности положение макетов будем задавать координатами центра масс, который совпадает с геометрическим центром макетов, и углом поворота связанной с макетом системы координат относительно системы координат, связанной со столом. Для определения положения необходимо, чтобы на поверхности каждого макета находились легко распознаваемые «особенности» известной формы, по которым можно было бы вычислить координаты центра масс и ориентацию каждого из макетов.



Наиболее удобным вариантом такой «особенности» является плоское и контрастное изображение на верхних крышках макетов. При этом варианте, если камера находится над столом, исключается затенение или заслонение меток соседними макетами, а контрастность меток обеспечивает эффективность работы алгоритма распознавания.

Для работы алгоритмов управления с обратной связью необходимо знать на каждом такте управления не только положение объектов, но и их скорость. Поэтому возникает задача определения фазового вектора состояния макетов на столе. На изображении макетов неизбежно возникают шумы различной природы. Это приводит к ошибкам определения положения и угла поворота. Для повышения точности определения фазового вектора разумно применять статистический алгоритм обработки результатов измерений для оценки вектора состояния в режиме реального времени. Даже при использовании достаточно грубой модели движения макетов на столе алгоритм на основе фильтра Калмана значительно уменьшит ошибку определения параметров движения.

В настоящем разделе описываются все этапы построения алгоритма определения движения макетов на поверхности аэродинамического стола.

### 1.1. МОДЕЛЬ ВЕБ-КАМЕРЫ

Рассмотрим модель камеры, состоящую из тонкой собирающей линзы и ПЗС (прибор с зарядовой связью) матрицы камеры. Введем систему координат  $OXYZ$ , связанную с центром ПЗС-матрицы, которая находится в фокальной плоскости линзы. Оси  $OX$  и  $OY$  направлены параллельно сторонам ПЗС-матрицы, а ось  $OZ$  — перпендикулярно плоскости матрицы в сторону линзы. Также свяжем с ПЗС-матрицей и так называемую пиксельную плоскую систему координат  $Kxy$ , начало которой находится в углу прямоугольника чувствительной матрицы, а оси  $Kx$  и  $Ky$  параллельны осям  $OX$  и  $OY$  (рис. 1).

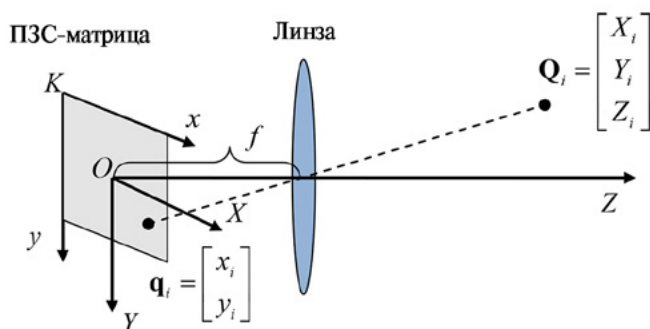


Рис. 1. Системы координат, связанные с ПЗС-матрицей

Связь между координатами  $i$ -й точки  $[X_i, Y_i, Z_i]^T$  в системе  $OXYZ$  и пиксельными координатами  $[x_i, y_i]^T$  в системе  $Kxy$  выражается формулами проективной геометрии:

$$x_i = f_x \frac{X_i}{Z_i} + c_x, \quad y_i = f_y \frac{Y_i}{Z_i} + c_y,$$

где  $f$  — фокусное расстояние,  $c_x$  и  $c_y$  — координаты точки пересечения оптической оси камеры  $OZ$  с ПЗС-матрицей, а  $f_x = s_x f, f_y = s_y f$ , где  $s_x$  и  $s_y$  — коэффициенты, определяющие размер пикселя.

Для удобства формулы проективной геометрии можно записать в матричной форме:

$$\mathbf{q}_i = \frac{1}{Z_i} \mathbf{M} \mathbf{Q}_i, \tag{1}$$

где  $\mathbf{Q}_i = \begin{pmatrix} X_i \\ Y_i \\ Z_i \end{pmatrix}$ ,  $\mathbf{q}_i = \begin{pmatrix} x_i \\ y_i \\ 1 \end{pmatrix}$ ,  $M = \begin{pmatrix} f_x & 0 & c_x \\ 0 & f_y & c_y \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}$ .

Формула хорошо описывает модель камеры с идеально тонкой линзой. Однако на самом деле линза имеет толщину и вносит искажения в изображение. Радиальные искажения возникают из-за формы линзы, а тангенциальные — вследствие неперпендикулярности плоскости ПЗС-матрицы главной оптической оси.

Согласно постановке задачи, по координатам точек на изображении необходимо определить положение и ориентацию макетов на столе. Введем систему координат  $CX^cY^cZ^c$ , связанную с поверхностью стола (рис. 2). Чтобы перевести вектор  $i$ -й точки  $\mathbf{Q}_i^c$ , записанный в системе  $CX^cY^cZ^c$ , в систему координат  $OXYZ$ , связанную с камерой, необходимо знать матрицу перехода  $A$  между системами координат и вектор  $\mathbf{R}$ , связывающий начала систем координат и записанный в  $OXYZ$ . Тогда для радиус-вектора  $i$ -й точки будет справедливо:

$$\mathbf{Q}_i = A\mathbf{Q}_i^c + \mathbf{R}.$$

Тогда связь между пиксельными координатами изображения точки и координатами этой же точки в системе  $CX^cY^cZ^c$  будет выглядеть следующим образом:

$$\mathbf{q}_i = \frac{1}{Z_i} \begin{pmatrix} \lambda_i & 0 & 0 \\ 0 & \lambda_i & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} M(A\mathbf{Q}_i^c + \mathbf{R}). \tag{2}$$

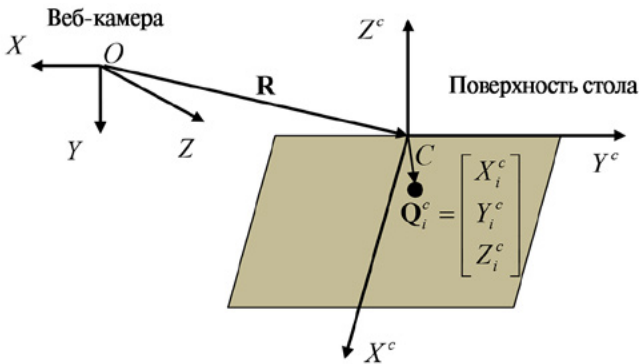


Рис. 2. Система координат, связанная со столом

Таким образом, согласно модели, для зафиксированной относительно стола камеры необходимо определить параметры  $f_x, f_y, c_x, c_y$ , обусловленные положением линзы относительно ПЗС-матрицы, коэффициенты для учета искажения изображения линзой, и, наконец, матрицу перехода  $A$  и вектор  $\mathbf{R}$ , которые задают взаимное положение и ориентацию систем координат, связанных с ПЗС-матрицей и со столом.

## 1.2. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ КАМЕРЫ

Разделим параметры камеры на внутренние и внешние. В качестве внутренних параметров будем рассматривать  $f_x, f_y, c_x, c_y, k_1, k_2$ , которые определяются свойствами веб-камеры, а внешними параметрами будем считать матрицу перехода  $A$  и вектор  $\mathbf{R}$ , задающие положение и ориентацию камеры. Для определения внутрен-

них параметров положение камеры не важно, внутренние параметры определяются только один раз и при дальнейшей работе остаются неизменными, тогда как внешние параметры необходимо определять при каждом изменении относительного положения камеры и стола.

Для определения внутренних параметров веб-камеры необходимо произвести стандартную процедуру калибровки, которая использует изображения объекта известной формы (как правило, это шахматная доска), сделанные под разными ракурсами.

Для определения внешних параметров – матрицы перехода  $A$  и вектора  $R$ , согласно модели – необходимо закрепить веб-камеру неподвижно относительно поверхности стола и отметить вручную четыре точки, находящиеся на осях системы координат, связанной со столом. Далее по отмеченным на изображении точкам строится прогноз положения точек по модели и его результаты сравниваются с реальным положением точек на изображении. С помощью численной минимизации суммы квадратов от разности прогноза положения точек на столе и их положения на снимке определяются внешние параметры камеры и их среднеквадратическое отклонение.

### 1.3. ВЫЧИСЛЕНИЕ КООРДИНАТ ТОЧКИ ПО ЕЕ ИЗОБРАЖЕНИЮ

После того как проведена калибровка веб-камеры, определены ее внутренние и внешние параметры, можно найти координаты заданной точки в системе координат, связанной со столом, по координатам изображения этой точки в «пиксельной» системе координат, связанной с ПЗС-матрицей. Для этого, используя модель, преобразуем «пиксельные» координаты  $i$ -й точки  $q_i$  в нормализованные координаты  $q_i^*$ , которые определяются так:

$$q_i^* = \left[ \begin{pmatrix} \lambda_i & 0 & 0 \\ 0 & \lambda_i & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} M \right]^{-1} q_i.$$

Тогда возникает векторное уравнение вида

$$Z_i q_i^* = A Q_i^c + R. \tag{3}$$

Компоненты вектора  $q_i^*$  определяются по вектору  $q_i$ , измеренному на изображении, и являются известными. Матрица перехода  $A$  и вектор  $R$  определены после внешней калибровки. Векторное уравнение имеет четыре неизвестных – это дальность до точки  $Z_i$  в системе  $OXYZ$ , связанной с камерой, и компоненты вектора  $Q_i^c = [X_i^c, Y_i^c, Z_i^c]^T$  в системе координат, связанной со столом. Однако известно, что макеты движутся по поверхности стола, т.е. их координата  $Z_i^c$  остается неизменной и ее определение не является обязательным для задачи навигации на поверхности стола. Без потери общности примем  $Z_i^c = 0$ . В этом случае система из трех уравнений однозначно разрешается относительно трех неизвестных –  $Z_i$ ,  $X_i^c$  и  $Y_i^c$ . Из этих трех переменных для определения положения, например, центра масс на столе требуются только две –  $X_i^c$  и  $Y_i^c$ . Однако, для того чтобы определить ориентацию макетов на столе, необходимо найти положение еще как минимум одной точки на макете. Таким образом, возникает задача выбора таких уникальных меток на поверхности макетов, чтобы с помощью них можно было определить не только положение центров масс макетов, но и ориентацию.

### 1.4. ВЫБОР МЕТОК

Для решения задачи навигации на столе по видеоизображению необходимо, чтобы поверхность макетов имела уникальную особенность – на ней находились метки с особой структурой, с помощью которых можно было бы определить как положение центра масс, так и ориентацию макетов на столе. Было принято решение

расположить метки на верхней плоской крышке макетов, что исключает проблему затенения/заслонения меток соседними макетами. Основными требованиями к метке являются контрастность и особая узнаваемая форма. Для автоматического определения положения сначала используется процедура распознавания меток, которая зависит от выбранной их структуры.

Перед процедурой распознавания меток проводится предварительная обработка изображения, полученного с камеры. Сначала цветное изображение приводится к бинарному виду (все цвета приводятся к черному или белому). Затем выполняется поиск контуров в бинарном изображении. Среди найденных контуров выделяются те, что подходят в примерный диапазон по количеству точек (периметр контура в пикселях). Далее производится анализ формы на соответствие заданной метке.

Был придуман эффективный критерий отсеивания лишних контуров. Он основан на том, что структура метки представляет собой вложенные окружности (рис. 3). Благодаря отслеживанию иерархии вложенности контуров было достигнуто безошибочное определение меток. В результате работы алгоритма находятя все вложенные круги, составляющие метку.

Для разделения кругов, относящихся к разным объектам, проверяется расстояние между всеми кругами. У каждой метки оно фиксированное и отличное от других. Таким образом различаются объекты с разными метками.

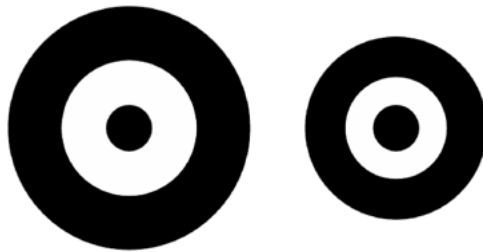


Рис. 3. Финальный вариант метки с концентрическими кругами

После распознавания меток на поверхности макета вычисляются «пиксельные» координаты центров вложенных кругов как средневзвешенные координаты пикселей, из которых составлены периметры кругов (рассматривается три концентрических круга). Такое вычисление центра окружностей позволяет значительно уменьшить ошибки, полученные при определении периметров. Если основная (большая) окружность метки находится в геометрическом центре верхней крышки макета, то предполагается, что центр этой окружности находится в центре масс макета. Вспомогательная окружность задает направление некоторой связанной с макетом оси, которая определяется вектором с началом в центре основной окружности и концом в центре вспомогательной окружности. Таким образом, вычислив «пиксельные» координаты центров окружностей на изображении с помощью уравнения(3), можно найти положение центра масс макета в системе координат, связанной со столом, и угол поворота макета относительно этой системы координат. Для определенности будем считать углом поворота отсчитываемый против часовой стрелки угол между осью макета, задаваемой центрами окружностей, и осью  $Ox^c$  системы координат, связанной со столом.

## 1.5. ФИЛЬТРАЦИЯ

Описанный алгоритм распознавания меток позволяет вычислить только положение макета в координатном пространстве, т.е. определить позиционные переменные  $\begin{bmatrix} X_m^c, Y_m^c, \varphi_m^c \end{bmatrix}^T$ , где  $X_m^c, Y_m^c$  – координаты положения центра масс макета в системе координат, связанной со столом,  $\varphi_m^c$  – угол поворота макета. Однако,

кроме позиционных переменных, необходимо определить их производные по времени. Если вычислять линейную скорость движения центра масс макета и угловую скорость как численную производную от данных измерений, это будет приводить к большим ошибкам, вызванным дифференцированием шума измерений. Шум измерений возникает вследствие темновых шумов ПЗС-элементов, нестационарности освещения, дискретности при определении контуров меток. Будем предполагать, что шум измерений есть нормально распределенная случайная величина с нулевым математическим ожиданием.

Для задачи определения позиционных переменных и их производных в режиме реального времени применяется фильтр Калмана. Он использует динамическую модель системы и модель измерений для получения наилучшей оценки вектора состояния по среднеквадратическому критерию. Рассмотрим вектор состояния системы как шестимерный фазовый вектор  $\mathbf{x} = [X_m^c, Y_m^c, \varphi_m^c, \dot{X}_m^c, \dot{Y}_m^c, \omega_m^c]^T$ , где  $\dot{X}_m^c, \dot{Y}_m^c$  – компоненты вектора линейной скорости движения центра масс макета в системе координат, связанной со столом,  $\omega_m^c$  – угловая скорость макета.

Аэродинамический стол создает воздушную подушку между поверхностью стола и диском, на котором установлен макет, что позволяет ему двигаться практически без трения. Рассмотрим неуправляемое движение макетов. В этом случае разумно использовать модель свободного движения макетов на поверхности, когда на макеты не действуют силы, но присутствует некоторая ошибка в модели движения  $\delta\mathbf{w}$ , обусловленная, например, неравномерностью воздушного потока или неровностью стола. Модель выглядит следующим образом:

$$\dot{\mathbf{x}} = F\mathbf{x} + \delta\mathbf{w}. \quad (4)$$

Здесь  $F = \begin{pmatrix} 0_{3 \times 3} & E_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \end{pmatrix}$ ,  $0_{3 \times 3}$  – нулевая матрица с размером  $3 \times 3$ ,  $E_{3 \times 3}$  – единичная матрица с размером  $3 \times 3$ , математическое ожидание ошибки модели движения  $M(\delta\mathbf{w}) = 0$ , а ковариационная матрица  $M(\delta\mathbf{w}\delta\mathbf{w}^T) = Q$ .

В качестве вектора измерений рассматривается трехмерный вектор  $\mathbf{z} = [X_m^c, Y_m^c, \varphi_m^c]^T$ . Тогда модель измерений имеет вид, который связан с вектором состояния выражением

$$\mathbf{z} = H\mathbf{x} + \delta\mathbf{z},$$

где  $H = [E_{3 \times 3} \quad 0_{3 \times 3}]$ ,  $\delta\mathbf{z}$  – нормально распределенная ошибка измерений с нулевым математическим ожиданием  $M(\delta\mathbf{z}) = 0$  и ковариационной матрицей  $M(\delta\mathbf{z} \delta\mathbf{z}^T) = R$ .

Работа фильтра Калмана состоит из двух этапов – прогноза вектора состояния на момент получения измерения и его коррекции при обработке результатов измерения. На этапе прогноза априорная оценка вектора состояния  $\mathbf{x}_{k+1}^-$  вычисляется путем интегрирования уравнения движения (4) с начальными условиями, которые задаются апостериорной оценкой вектора состояния на предыдущем шаге  $\mathbf{x}_k^+$ . Решением линейного уравнения является матричная экспонента

$$\mathbf{x}_{k+1}^- = \Phi\mathbf{x}_k^+, \quad (5)$$

которую можно разложить в ряд и взять только нулевой и первый член разложения,  $\Phi = E + F\Delta t$ , для уменьшения объема вычисления, где  $\Delta t = t_{k+1} - t_k$ .

Также на этапе прогноза необходимо проинтегрировать ковариационную матрицу ошибок вектора состояния  $P_k = M(\delta\mathbf{x}_k \delta\mathbf{x}_k^T)$ . Для этого априорная матрица  $P_{k+1}^-$  вычисляется следующим образом:

$$P_{k+1}^- = \Phi P_k^+ \Phi^T + Q. \quad (6)$$

На этапе коррекции апостериорная оценка вектора состояния  $\mathbf{x}_{k+1}^+$  и апостериорная ковариационная матрица  $P_{k+1}^+$  вычисляются по формулам

$$\begin{aligned} \mathbf{x}_{k+1}^+ &= \mathbf{x}_{k+1}^- + K_{k+1}(\mathbf{z}_{k+1} - H\mathbf{x}_{k+1}^-), \\ P_{k+1}^+ &= (E - K_{k+1}H)P_{k+1}^-, \end{aligned} \quad (7)$$

где  $K_{k+1} = P_{k+1}^- H^T (HP_{k+1}^- H^T + R)^{-1}$ .

Для работы фильтра Калмана в начальный момент времени требуется задать вектор состояния  $\mathbf{x}_0$ , ковариационные матрицы ошибок модели движения  $Q$ , ошибок измерений  $R$  и ошибок знания начального вектора состояния  $P_0$ . Величину матрицы  $Q$  можно оценить экспериментально, исходя из величины неучтенных в модели движения возмущений. Ковариационная матрица  $R$ , как правило, задается диагональной, где по диагонали расположены дисперсии ошибок измерений, которые определяются экспериментально. Матрица  $P_0$  задается исходя из начального незнания вектора состояния  $\mathbf{x}_0$ .

Таким образом, по уравнениям (5)-(7) итерационно для каждого момента времени получения измерения — с помощью фильтра Калмана определяется вектор состояния  $\mathbf{x}$ . Однако основным вопросом работы любой системы определения движения является точность оценок вектора состояния, которую можно вычислить с помощью экспериментов на лабораторном столе.

## 2. ЭКСПЕРИМЕНТЫ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКОМ СТОЛЕ

Разработанный алгоритм определения движения макетов на поверхности стола был реализован в среде C++ с использованием библиотек OpenCV. Видеосъемка макетов проводилась с помощью веб-камеры Defender G-LENS-2693 с разрешением 1280x720 пикселей.

Перед проведением экспериментов веб-камера была откалибрована согласно методике, описанной в разделе 1.2. Далее для исследования достижимых точностей определения движения было проведено тестирование алгоритма с использованием высокоточного программируемого поворотного стола. Также был проведен ряд тестов для оценки точности определения положения меток.

В ИПМ им. М.В.Келдыша находится стенд (рис. 4) для моделирования движения группы спутников, который был разработан и введен в эксплуатацию компа-



Рис. 4. Стенд КОСМОС для моделирования относительного движения макетов систем управления микроспутников

нией ООО «Спутникс» [Спутникс, 2015]. Стенд предназначен для изучения в лабораторных условиях алгоритмов управления движением группы микроспутников в их совместном полете и стыковке. Стенд способен имитировать свободное движение (в двух линейных и одной вращательной степенях свободы) орбитального полета микроспутника под действием крутящего момента и линейных ускорений от бортовых устройств микроспутника [Иванов и др., 2016] .

В состав стенда входят аэродинамический стол, промышленный вентилятор с блоком управления и системой трубопроводов, а также платформы для установки макетов микроспутниковых систем. Аэродинамический стол представляет собой плоское металлическое основание с отверстиями, через которые поступает воздух, нагнетаемый промышленным вентилятором по системе воздуховодов. Таким образом создается воздушная подушка между поверхностью стола и доскообразной платформой, на которую устанавливается макет системы управления.

С фронтальной стороны стола под углом к его поверхности установлена на потолке веб-камера, которая подключена к стационарному компьютеру. На компьютере обрабатываются изображения, получаемые с веб-камеры, и вычисляются параметры движения макетов, на верхних крышках которых установлены особые метки.

Параметры определения движения макетов на аэродинамическом столе отображаются в режиме реального времени на всплывающих окнах. На рис. 5 показано исходное изображение, полученное с веб-камеры, на которое наложены распознанные контуры вложенных кругов – меток макетов. Также на рис. 5 представлена система координат, связанная со столом.

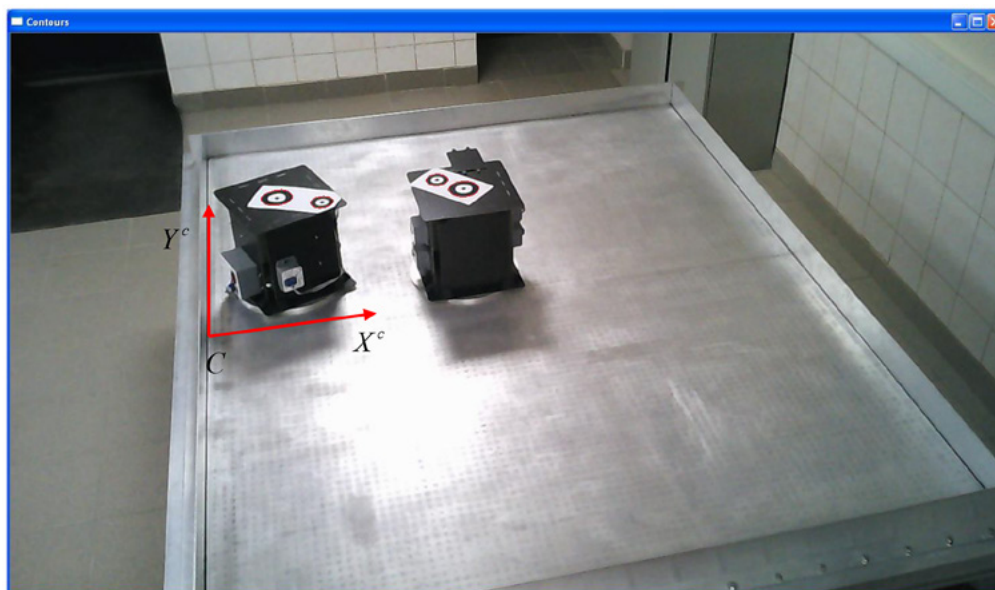


Рис. 5. Окно программы с выделенными метками на стенде

## 2.1. ОЦЕНКА СЛУЧАЙНОЙ СОСТАВЛЯЮЩЕЙ ОШИБКИ ИЗМЕРЕНИЙ

Для оценки случайной составляющей ошибки измерений макет с меткой неподвижно устанавливался на поверхности стола. Вследствие шумов в ПЗС-матрице, а также небольшого изменения освещенности контуры на метке определяются с некоторой ошибкой, что приводит к случайным ошибкам в оценках положения макета на столе и его ориентации. Эта ошибка также зависит от удаленности от веб-камеры, так как меняется размер фиксируемых периметров для меток.

Поэтому были проведены эксперименты по определению случайной составляющей ошибки измерения положения и ориентации в зависимости от положения на столе. На рис. 6 представлена разница между вычисленным положением макета по каждому кадру и его средним значением по 1000 измерений. Из графиков видно, что чем дальше находится макет от камеры, тем больше ошибка. Максимальная ошибка наблюдается на максимальном удалении на краю аэродинамического стола. Также можно увидеть, что ошибка плавно изменяется со временем. Это может быть вызвано слабым и постепенным изменением условий освещенности метки. На рис. 7 представлены ошибки определения угла ориентации для разных положений макета на столе. Максимальные ошибки составляют около 1,5 мм по положению и 0,5 град по ориентации.

На рис. 8 и 9 представлены графики оценки скорости и угловой скорости неподвижного макета. Если вычислять скорость и угловую скорость как производные положения по двум точкам, то ошибка достигает 10 мм/с и около 10 град/с соответственно. Однако оценка, полученная с помощью фильтра Калмана, значительно точнее – ошибка составляет около 1 мм/с по скорости и 0,5 град/с по угловой скорости.

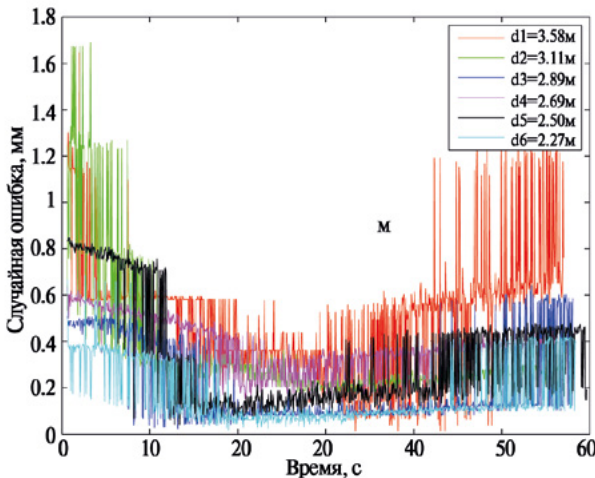


Рис. 6. Модуль ошибки определения положения

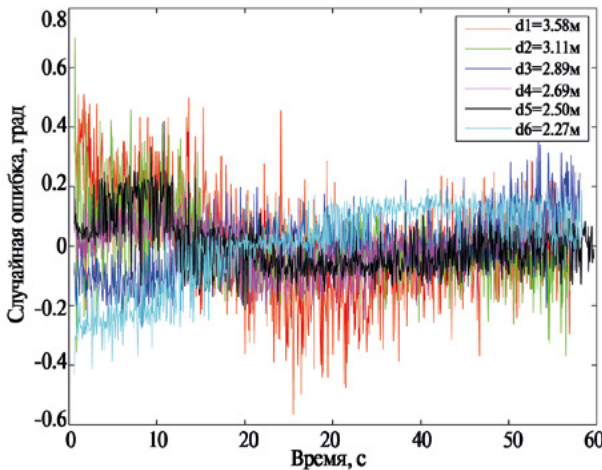


Рис. 7. Ошибка определения углового положения



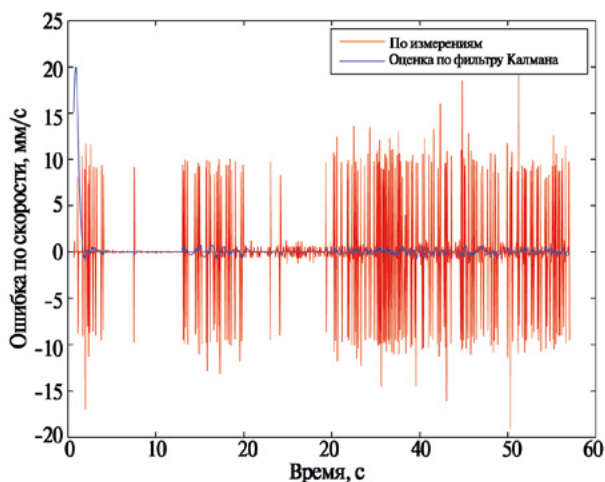


Рис. 8. Ошибка определения скорости

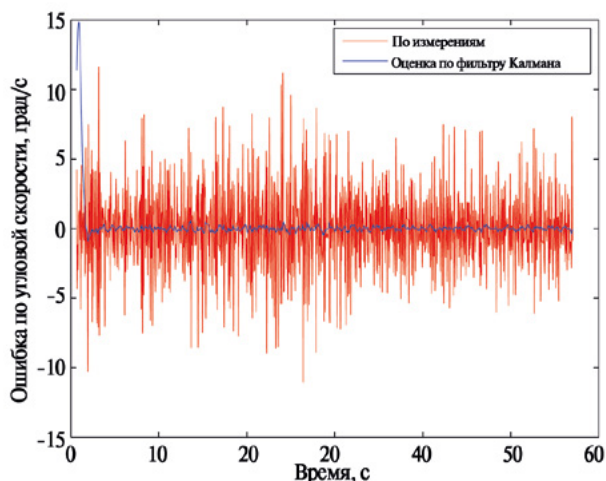


Рис. 9. Ошибка определения угловой скорости

## 2.2. ОЦЕНКА СИСТЕМАТИЧЕСКОЙ СОСТАВЛЯЮЩЕЙ ОШИБКИ ИЗМЕРЕНИЙ

Кроме случайной составляющей, в ошибках определения движения присутствует систематическая погрешность, вызванная неточностью калибровки, ошибками в определении параметров дисторсии, а также погрешностью установки метки на макете, которая составляет около 2 мм. Оценим систематическую составляющую ошибки с помощью измерения периметра стола. Для этого проведем вдоль борта аэродинамического стола диск с установленным макетом. Положение метки будет соответствовать центру диска с ошибкой около 2 мм. Зная диаметр диска ( $300 \pm 1$  мм) и размеры стола от борта до борта ( $2020 \times 1620$  мм с точностью  $\pm 2$  мм), можно сравнить измеренный экспериментально периметр стола с расчетным значением.

На рис. 10 представлены график измерения периметра стола — положение центра диска при движении вплотную к борту — и расчетное значение положения

диска исходя из размеров стола. На рисунке видно, что измеренное положение хорошо совпадает с расчетным, однако наихудшая ошибка составляет около 15 мм. Таким образом, систематическая ошибка определения положения может составлять до 1..2 см. Следует отметить, что это суммарная ошибка как от неточности калибровки, так и от погрешности установки метки и неидеальной ровности бортов стола.

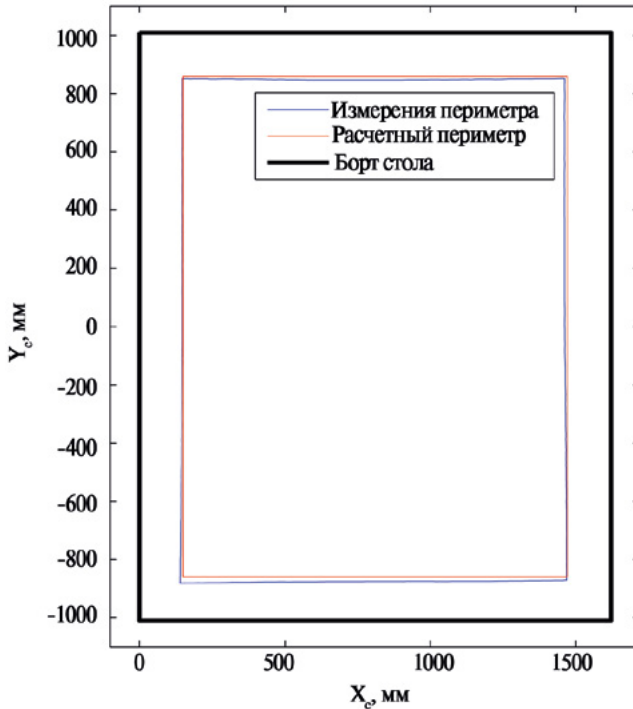


Рис. 10. Измеренное и расчетное положение центра диска при движении вдоль борта стола

### 2.3. ОЦЕНКА ВОЗМУЩЕНИЙ СО СТОРОНЫ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО СТОЛА

Для оценки уровня возмущений со стороны аэродинамического стола (нестационарности воздушных потоков и неровности поверхности) были проведены эксперименты со свободным движением макета при различной частоте вращения вентилятора. Макет устанавливался неподвижно на поверхности стола, и далее включался вентилятор, благодаря которому создается воздушная подушка между поверхностью стола и платформой, на которой закреплен макет. Далее макет двигался по поверхности стола свободно. На рис. 11 представлены графики траектории макета по поверхности стола. На рисунке видно, что при малых частотах вращения вентилятора движение слабо возмущается нестационарностью воздушного потока и является ограниченным в окрестности локального положения равновесия с координатами около [35 см, 25 см]<sup>T</sup>, обусловленного небольшой неровностью поверхности стола. Однако при увеличении частоты вращения вентилятора размер окрестности заметно увеличивается, а при максимальной частоте (50 Гц) макет выходит из зоны притяжения локального минимума. Это означает, что при управляемом движении макета необходимо работать на небольших частотах вентилятора для уменьшения уровня возмущений.

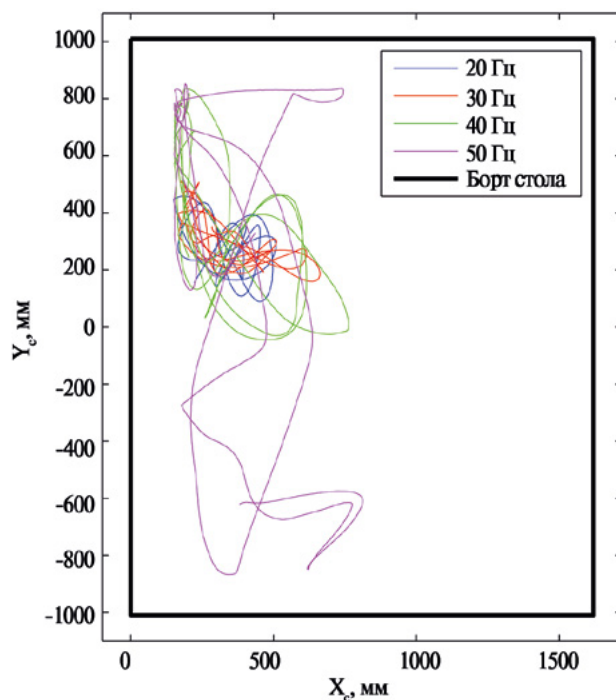


Рис. 11. Свободное движение макета по поверхности стола

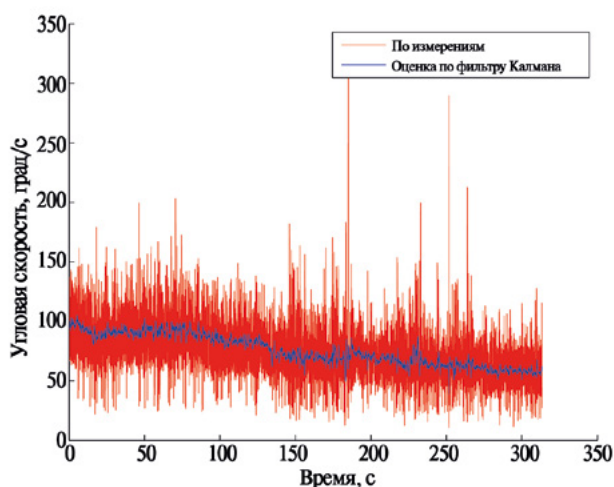


Рис. 12. Изменение угловой скорости при свободном вращении

Другой эксперимент для оценки сил трения, действующих на макет, заключается в измерении угловой скорости вращения при длительном движении. На рис. 12 представлен график изменения угловой скорости вращения макета за 600 с. Согласно оценке угловой скорости вращения, полученной с помощью фильтра Калмана, за 5 мин угловая скорость изменилась на 40 град/с. Однако можно увидеть, что, очевидно вследствие нестационарности воздушного потока, угловая скорость убывает не монотонно.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработана и апробирована система для определения движения макетов систем управления микроспутников на аэродинамическом столе с использованием внешней веб-камеры. Эксперименты показали, что точность определения положения составляет около 2 см, точность определения ориентации — около 0,2 град. Применение фильтра Калмана позволило получить точность определения линейной скорости около 1 мм/с и около 0,5 град/с по определению угловой скорости. Во время свободного движения возмущения со стороны воздушного потока и неровности стола приводят к движению макета в некоторой окрестности локального положения равновесия. Выявленные возмущения могут рассматриваться как имитация возмущений орбитального движения, которые необходимо учитывать и парировать с помощью системы управления.

Исследование поддержано Министерством образования и науки Российской Федерации (соглашение № 14.607.21.0144, уникальный идентификатор ПНИЭР – RFMEFI60716X0144).

## ЛИТЕРАТУРА

- [Биндель и др., 2009] *Биндель Д. и др.* Лабораторный стенд для верификации алгоритмов управления группировкой спутников // Известия РАН. Теория и системы управления. 2009. Т. 48. № 5. С. 109–117.
- [Saenz-Otero et al., 2009] *Saenz-Otero A., Katz J.G., Miller D.W.* SPHERES Demonstrations of Satellite Formations aboard the ISS // AAS Guid. Navig. Conf. Breckenridge. Pap. 09-011. 2009.
- [Wilson, Rock, 1995] *Wilson E., Rock S.M.* Neural Network Control of a Free-Flying Space Robot // Simulation. 1995. V. 65. N. 2. P. 103–115.
- [Space Robotics, 2015] Space Robotics: Autonomous In-Orbit Operations [Online]. URL: [http://www.aero.polimi.it/~space/Major\\_Research\\_Areas:Space\\_Robotics:Autonomous\\_In-Orbit\\_Operations](http://www.aero.polimi.it/~space/Major_Research_Areas:Space_Robotics:Autonomous_In-Orbit_Operations) (accessed: 22.12.2015).
- [Sabatini et al., 2014] *Sabatini M. et al.* Image based control of the “PINOCCHIO” experimental free flying platform // Acta Astronaut. Elsevier. 2014. V. 94. N. 1. P. 480–492.
- [Иванов и др., 2010] *Иванов Д.С., Овчинников М.Ю., Трофимов С.П.* Применение фотограмметрического метода в задаче автономного определения относительного движения группы макетов: Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша. 2010. № 5. 22 с.
- [Иванов и др., 2012] *Иванов Д.С. и др.* Определение относительного движения спутников при их разделении по результатам обработки видеозображения: Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша. 2012. № 57. 24 с.
- [Богуславский, 2004] *Богуславский А.А. и др.* Автоматический мониторинг стыковки космического корабля с орбитальной станцией по видеоинформации: Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша. 2004. № 74. 20 с.
- [Спутникс, 2015] ООО “Спутниковые инновационные космические системы” [Online]. URL: <http://sputnix.ru/ru/> (accessed: 15.12.2015).
- [Иванов и др., 2016] *Иванов Д.С., Овчинников М.Ю., Ткачев С.С.* Стенд КОСМОС для моделирования движения макетов системы управления микроспутников и обзор мировых аналогов: Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша. 2016. № 138. 32 с.

## **STUDY OF MOTION DETERMINATION ALGORITHM OF MICROSATELLITE CONTROL SYSTEM MOCK-UPS ON AERODYNAMIC TESTBED IMAGE PROCESSING**

***D.S. Ivanov, M.D. Koptev, N.N. Proshunin***

Keldysh Institute of Applied Mathematics RAS, Moscow, Russia

An algorithm for center of mass and attitude motion determination of control system mock-ups moving on the aerodynamic testbed is proposed. The algorithm is based on the recognition of reference points installed on the mock-up top cap. It estimates the position, translational velocity, attitude and angular velocity of the mock-ups. The accuracy of the algorithm estimation is studied in the paper. There presented the results of the laboratory experiments.

*Keywords:* motion determination, Kalman filter, monocular vision processing.

---

**Ivanov** Danil Sergeevich - senior researcher, danilivanov@mail.ru

**Koptev** Mikhail Dmitrievich - engineer, inflex@mail.ru

**Proshunin** Nikolay Nikolaevich – engineer, nnproshunin@gmail.com

## **ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ АСТРОВИЗИРУЮЩИХ УСТРОЙСТВ (АВУ) НА ОСНОВЕ ШИРОКОФОРМАТНЫХ ПРИЕМНИКОВ ИЗОБРАЖЕНИЯ ТИПА ACTIVE-PIXEL SENSOR (APS)**

**Я.Д. Эльяшев, Н.Н. Брысин, Р.В. Бессонов, С.А. Прохорова, П.С. Сметанин, А.А. Форш**

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

В 2014 году сотрудники оптико-физического отдела ИКИ РАН в инициативном порядке начали разработку нового астровизирующего устройства на основе КМОП-матриц, предназначенного для работы в астроинерциальной навигационной системе. КМОП-матрицы обладают большим количеством преимуществ перед использовавшейся ранее ПЗС- матрицей, однако имеют и ряд недостатков, которые могут повлиять на возможность применения КМОП-матриц в астровизирующем устройстве. В статье представлены результаты испытаний макета астровизирующего устройства на основе КМОП-матрицы и предложены варианты режимов работы камеры.

*Ключевые слова:* звездный датчик, астровизирующее устройство, АВУ, CMV-20000, астроинерциальная навигационная система, АИНС.

### **ВВЕДЕНИЕ**

Последние 10 лет сотрудниками оптико-физического отдела Института космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН) ведется разработка астровизирующего устройства (АВУ). В 2015г. была опубликована статья «Астроинерциальная навигационная система» [Аванесов Г.А., Бессонов Р.В., Брысин Н.Н., Куркина А.Н., Лискив А.С. Людомирский М.Б., Каютин И.С., Ямщиков Н.Е., Гаврилов А.Л., Гульцов С.В., Степанов Ю.В. Астроинерциальная навигационная система // Четвертая Всероссийская научно-техническая конференция «Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов». Таруса, 8-11 сентября 2014г.: сб.тр./ Под ред. Аванесова Г.А. М.:ИКИ РАН, 2015. С.21-37].

Астровизирующее устройство представляет собой часть астроинерциальной системы навигации (АИНС), в состав которой входит бесплатформенная инерциальная навигационная система (БИНС), разработанная в ООО «НПК «Электрооптика», и АВУ. АИНС предназначена для использования на летательных аппаратах с целью определения ориентации летательного аппарата и его местоположения. Современные БИНС, построенные на основе лазерных гироскопов, обладают малым шумом измерений пространственной ориентации (менее 1угл.с). Однако таким системам свойственна накапливающаяся погрешность, которая может достигать десятков угловых минут по крену и тангажу ЛА и единиц угловых минут по истинному курсу. Кроме погрешности ориентации в БИНС накапливается ошибка по определению местоположения. Для компенсации ошибки местоположения совместно с БИНС используют спутниковую навигационную систему (СНС).

Для коррекции накопленной ошибки по крену, тангажу и истинному курсу в системе АИНС используется астровизирующее устройство. АВУ имеет в своем составе спецвычислитель, звёздный и солнечный каналы. При работе со звёздным каналом АВУ использует информацию об ориентации, поступающую от БИНС, в качестве априорной и прогнозирует на её основе расположение фрагментов

---

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

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

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

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

кадра, содержащих изображения наиболее ярких звёзд. Такой режим работы АВУ далее будет именоваться «оконным», а фрагменты кадра с изображением звезд – «окнами». После расчета положения окон спецвычислитель АВУ запрашивает нужные фрагменты кадра у астрокамеры, которая производит съёмку участка неба и передает в спецвычислитель изображения запрошенных окон. Затем в спецвычислителе происходит обработка этих изображений, локализация и распознавание объектов с последующим расчетом ориентации. Полученные значения вместе с априорной ориентацией передаются из АВУ в БИНС, в которой происходит расчет величины ошибки и последующая коррекция ориентации.

При нахождении Солнца в поле зрения солнечного канала в БИНС также возвращаются априорное и измеренное значения направления на Солнце.

Одной из особенностей звездного канала АВУ является то, что для получения высокого отношения сигнал/шум усредняются несколько кадров, что позволяет даже при высоком уровне фоновой засветки получать хорошие изображения звезд и определять по ним ориентацию с высокой точностью.

## 1. РАЗРАБОТКА НОВОЙ ВЕРСИИ АСТРОВИЗИРУЮЩЕГО УСТРОЙСТВА НА ОСНОВЕ КМОП-МАТРИЦ

Первая версия АВУ была построена на ПЗС-матрице КАФ-50100, имеющей разрешение 8176x6132 пикселей. Размер пикселя составляет 6 мкм, потенциальная яма составляет 40к<sup>2</sup>.

С 2014 года сотрудниками оптико-физического отдела ИКИ РАН ведется исследование перспектив развития АВУ на базе КМОП- матриц. Использование КМОП-матрицы позволяет значительно улучшить основные характеристики камеры, а также существенно упростить конструкцию прибора.

В КМОП-матрицах осуществлен электронный затвор, что позволяет отказаться от механического затвора, который применялся в версии АВУ на базе ПЗС-матрицы. Отсутствие механического затвора значительно повышает надежность прибора, так как большинство отказов во время тестирования АВУ были связаны с неполадками в затворе.

Еще одним, не менее важным, фактором является повышенная частота съемки. За счет большой скорости считывания кадра с КМОП- матрицы скорость обновления информации об ориентации удается повысить на несколько порядков.

КМОП-матрицы обладают также значительно более низким потреблением энергии, что играет немаловажную роль при построении приборов космического применения.

Однако с применением КМОП-матриц проявляются некоторые недостатки. Во-первых, размер существующих КМОП-матриц в большинстве своем меньше широкоформатных ПЗС, что влечет за собой уменьшение поля зрения или разрешающей способности прибора, в зависимости от используемой оптики. Кроме того, потенциальная яма КМОП-матриц значительно ниже потенциальной ямы ПЗС-матриц, что накладывает серьезные ограничения на длительность экспонирования, так как при высоком уровне фоновой засветки матрица раньше уходит в насыщение. Уровень шумов в ПЗС-матрицах также значительно ниже, чем у КМОП-матрицы, что приводит к понижению динамического диапазона и уровня чувствительности прибора.

Для проверки возможности использования КМОП-матриц в АВУ сотрудниками оптико-физического отдела ИКИ РАН в инициативном порядке был построен макет датчика звездной ориентации на базе КМОП-матрицы CMV-20000.

Основные характеристики АВУ на основе ПЗС-матрицы и АВУ на основе КМОП-матрицы CMV-20000 приведены в табл. 1.

Таким образом, несмотря на многочисленные преимущества использования КМОП-матрицы перед ПЗС-матрицей, применимость астровизирующего устройства на основе КМОП-матрицы в АИНС требует дополнительных исследований. В данной статье представлены основные результаты проведенных исследований характеристик АВУ на основе КМОП-матрицы.

**Таблица 1.** Сравнительные характеристики АВУ на основе ПЗС-матрицы КАФ-50100 и АВУ на основе КМОП-матрицы CMV-20000

Характеристика	АВУ на основе ПЗС-матрицы КАФ-50100	АВУ на основе КМОП-матрицы CMV-20000
<b>Матрица</b>		
Число пикселей	8176 x 6132 = 50,1 мегапикселей	5120 x 3840 = 19,6 мегапикселей
Размер пикселя, мкм	6	6,4
Размер сенсора, мм	49,1 x 36,8	32,7 x 24,6
Потенциальная яма, ке <sup>-</sup>	40,3	15
Уровень шумов, е <sup>-</sup>	12,5	8
Динамический диапазон, дБ	70	66
Время считывания полного кадра, с	3,5	0,25
Время считывания в оконном режиме, с, (мс)	3,5	16(мс)
<b>Прибор</b>		
Фокусное расстояние объектива, мм	125	125
Относительное отверстие объектива	1/4	1/4
Поле зрения, град	22 x 17	15 x 11
Расчетное время экспонирования, мс	30	10

## 2. ИСПЫТАНИЯ МАКЕТА АСТРОВИЗИРУЮЩЕГО УСТРОЙСТВА НА ОСНОВЕ КМОП-МАТРИЦЫ

Исследования проводились с использованием макета АВУ на базе КМОП-матрицы CMV-20000 с объективом, аналогичным объективу предыдущей версии АВУ (125/4).

Во время испытаний были рассчитаны следующие характеристики прибора:

- рабочее время экспонирования;
- число распознанных звезд;
- эффективность усреднения кадров;
- точность определения ориентации;
- максимальная частота определения ориентации.

### 2.1. РАСЧЕТ РАБОЧЕГО ВРЕМЕНИ ЭКСПОНИРОВАНИЯ

В предварительной конструкции нового АВУ вместо одного звездного и одного солнечного каналов предусмотрено два звездных канала, расположенных под углом 90° друг к другу. Для того чтобы АВУ мог определять ориентацию в любой момент времени, каждый звездный канал должен быть способен определять ориентацию при угле между его оптической осью и Солнцем более 45°. АВУ планируется применять на высоте нескольких километров. Для дальнейших расчетов рабочая высота была выбрана равной 10 км. Расчеты в программе MODTRAN и летные испытания показали, что значение фоновой засветки на высоте 10 км при угле между оптической осью и Солнцем, равном 45°, соответствует засветке на уровне Земли при наведении прибора в зенит и угле Солнца над горизонтом

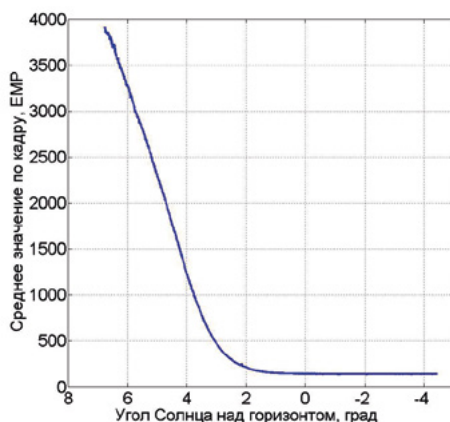


порядка  $6^\circ$ . Расчетное время экспонирования для такого расположения прибора составляло порядка 10 мс.

Для определения рабочего времени экспонирования были проведены испытания при помощи макета звездного канала АВУ. При испытаниях прибор устанавливался в обсерватории ИКИ РАН и направлялся в зенит. В момент, когда Солнце находилось над горизонтом на расстоянии  $6^\circ$ , проводилась съемка с разными временами экспонирования. Максимальное время экспонирования, при котором матрица не уходила в насыщение в этот момент, составило 10 мс, что совпало с расчетным. Все дальнейшие испытания проводились с этим временем экспонирования.

## 2.2. ПОСТАНОВКА ЭКСПЕРИМЕНТА

Как указывалось выше, макет АВУ был установлен в обсерватории ИКИ РАН и направлен в зенит. Каждые 6 с начиная с момента выхода матрицы из насыщения (высота Солнца над горизонтом  $\sim 6,8^\circ$ ) принимались кадры. Съемка велась до полной темноты (высота Солнца над горизонтом  $\sim -5^\circ$ ). При этом менялось среднее значение фона по кадру (в единицах младшего разряда АЦП-ЕМР). График зависимости яркости фона на матрице прибора от угла Солнца над горизонтом представлен на рис. 1



**Рис. 1.** График зависимости среднего значения фона на матрице от угла Солнца над горизонтом

Полученные кадры обрабатывались с использованием программного обеспечения (ПО), аналогичного установленному в АВУ. По заданному расположению прибора и времени приема кадра прогнозировалось расположение на кадре 50 звезд. Вокруг спрогнозированных координат на кадре вырезались окна размером  $50 \times 50$  пикселей. В программе также задавалось число кадров для усреднения. При усреднении бралось  $n$  последовательных кадров, и соответствующие окна с этих кадров усреднялись. При этом случайный шум усреднялся, а сигнал от звезды накапливался, тем самым значительно повышалось отношение сигнал/шум (см. раздел ниже).

Для анализа точностей определения углов ориентации и числа распознанных звезд было выбрано три момента времени: первый момент выхода матрицы из насыщения (угол Солнца над горизонтом  $\sim 6,8^\circ$ ); момент, когда среднее значение фона составляло половину динамического диапазона матрицы (угол Солнца над горизонтом  $\sim 4,5^\circ$ ), и момент, когда значение фона составляло минимум (угол Солнца над горизонтом примерно от  $-3$  до  $-5^\circ$ ).

### 2.3. АНАЛИЗ ЧИСЛА РАСПОЗНАННЫХ ЗВЕЗД И ПРОВЕРКА ЭФФЕКТИВНОСТИ УСРЕДНЕНИЯ КАДРОВ

Число распознанных на кадре звезд – один из основных параметров, влияющих на точность определения ориентации. Это число зависит от многих факторов – от области неба, которая отображается на матрице, среднего значения фона и числа усредняемых кадров. Однако при проецировании 50 окон обозреваемая область неба практически не влияет на число распознанных звезд, так как проецируется 50 самых ярких объектов вне зависимости от области неба.

Не менее важным фактором является отношение числа распознанных звезд к общему числу локализованных в окнах объектов. Чем выше это число, тем выше эффективность распознавания и меньше шанс ошибочного определения ориентации. Когда все локализованные объекты распознаются как звезды, точность определения ориентации достигает максимума. На число локализованных объектов влияет зашумленность кадра, которая возрастает пропорционально корню из среднего значения фона (рис.2а) и падает пропорционально корню из числа усредняемых кадров (рис.2б).

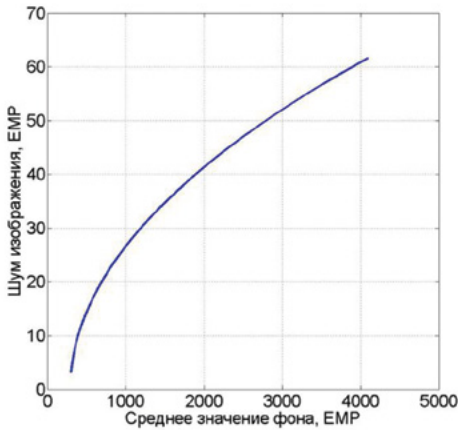


Рис.2а. Зависимость шума кадра от среднего значения фона

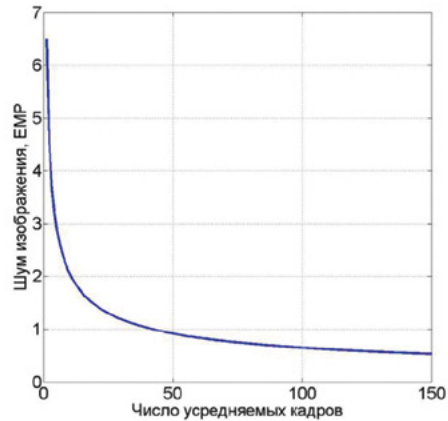


Рис.2б. Зависимость шума кадра от числа усредняемых кадров

Таким образом, основными факторами, влияющими на количество локализованных и распознанных объектов, являются среднее значение фона и число усредняемых кадров.

Для анализа статистики локализованных и распознанных объектов были выбраны два момента времени: когда среднее значение фона составляет половину диапазона матрицы и когда уровень фона минимален. В табл. 2 указаны соответствующие значения числа локализованных и распознанных объектов.

Таблица 2. Число локализованных и распознанных объектов в зависимости от уровня фона и числа усредняемых кадров

Усреднение	Среднее значения фона - половина диапазона матрицы		Среднее значения фона минимально	
	объектов локализовано	объектов распознано	объектов локализовано	объектов распознано
Без усреднения кадров	12-20	6-12	30-40	30-40
Усреднение по 100 кадрам	25-35	25-35	45-50	45-50

В момент выхода матрицы из насыщения без усреднения кадров число распознанных звезд составило меньше 4, а для определения ориентации необходимо минимум 4 звезды. Однако при усреднении 5 кадров число распознанных звезд становится больше 4 и углы ориентации определяются. С ростом числа усредняемых кадров возрастает число распознанных звезд. График зависимости числа распознанных и локализованных объектов от числа усредняемых кадров представлен на рис.3.



Рис.3. Зависимость числа локализованных и распознанных объектов от числа усредняемых кадров

Как видно из данных табл.2, при ночной съемке усреднение кадров повышает число проявившихся звезд, однако число локализованных объектов почти всегда совпадает с числом распознанных, т.е. шумовых выбросов практически нет.

При съемке с высоким уровнем фона при усреднении кадров значительно увеличивается как число локализованных объектов, так и число распознанных. При этом значительно снижается число ошибочно локализованных объектов и при усреднении 100 кадров число локализованных почти всегда совпадает с числом распознанных.

На рис.4 показан график зависимости числа локализованных и распознанных объектов при съемке с высоким уровнем фона при использовании усреднения кадров и без него.

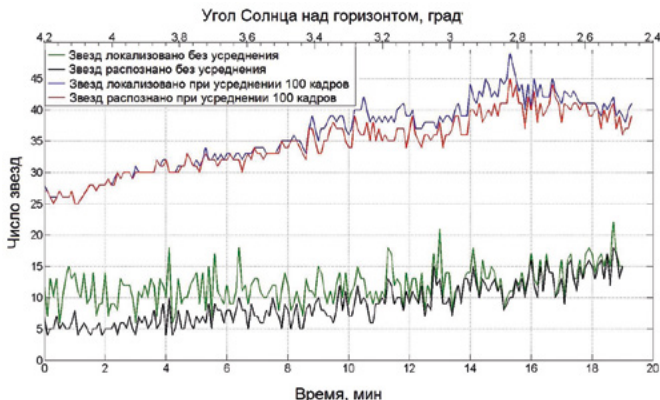


Рис.4. Число локализованных и распознанных объектов при съемке с высоким уровнем фона с использованием усреднения кадров и без него

Увеличение числа локализованных и распознанных объектов при усреднении кадров вызвано значительным повышением отношения сигнал/шум для звезд. При усреднении 100 кадров теоретическое отношение сигнал/шум должно увеличиться в 10 раз. На практике коэффициент увеличения отношения сигнал/шум колеблется в диапазоне от 5 до 20 раз. На рис. 5 показан пример «проявления» звезды при усреднении кадров.

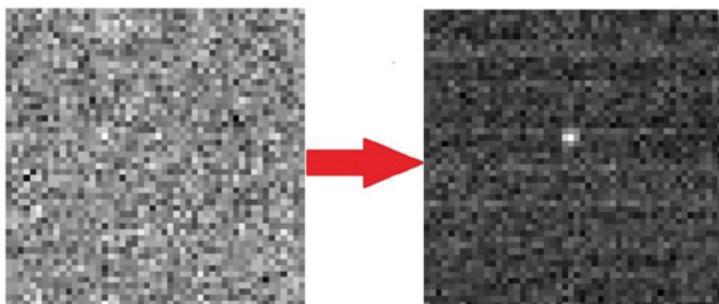


Рис.5. Эффект «проявления» звезды при усреднении 150 кадров

При этом шумы падают настолько, что даже слабые звезды с интегральной яркостью порядка  $30...40e^{-}$  проявляются с отношением сигнал/шум более 10 (рис.6).

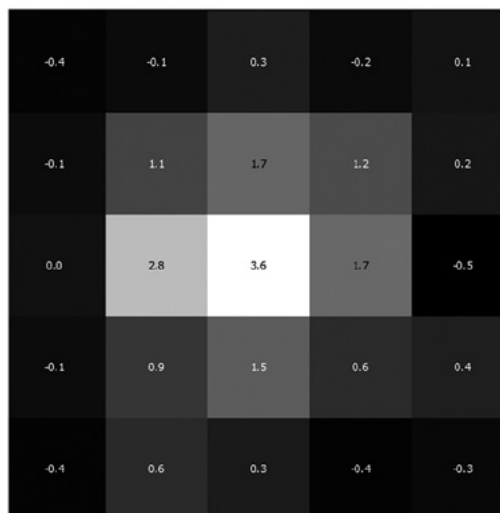


Рис.6. Изображение звезды после усреднения 150 кадров и вычитания среднего значения фона. Отношение сигнал/шум  $\sim 10$

## 2.4. АНАЛИЗ ТОЧНОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИИ

Для анализа точности определения ориентации бралось 20 последовательных измерений углов ориентации. Среднеквадратическое отклонение (СКО) значений углов ориентации и является критерием точности. При использовании усреднения

по 100 кадрам брались значения ориентации по усреднению 1-100, 2-101, 3-102... 21-120 кадров, и точность определения углов ориентации определялась по этим усредненным кадрам.

Полученные результаты сведены в табл. 3.

**Таблица 3.** Точности определения углов ориентации (угл.с) в зависимости от уровня засветки и наличия усреднения кадров

Уровень засветки (среднее значение фона)	Без усреднения кадров		Усреднение по 100 кадрам	
	точность по углу Dl	точность по углу Az	точность по углу Dl	точность по углу Az
Около насыщения	-	-	1,8	21,7
Примерно половина диапазона матрицы	2,3	41	0,59	9,9
Минимальный	0,8	6,2	0,66	9,7

Как видно из данных таблицы, усреднение кадров приводит точности определения углов ориентации при любом уровне засветки практически к одному и тому же значению. Эти точности близки к точностям в АВУ на основе ПЗС-матрицы (0,9 угл. с по углу склонения Dl и 5 угл. с по углу азимута Az при минимальном уровне фона).

## 2.5. РАСЧЕТ МАКСИМАЛЬНОЙ ЧАСТОТЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ УГЛОВ ОРИЕНТАЦИИ

Для АВУ на основе ПЗС-матрицы время считывания кадра составляет порядка 3,5 с. При использовании усреднения кадров время определения ориентации может возрасти до 5 мин и более. Для уменьшения времени определения ориентации было разработано множество алгоритмов, например усреднение скользящим окном, когда для первого определения ориентации требуется усреднить 100 кадров, однако для получения следующей ориентации первый кадр вычитается, а последний принятый добавляется. Таким образом, новые углы ориентации передаются в темпе считывания кадров. Еще один алгоритм позволяет в зависимости от среднего значения фона менять необходимое число усредняемых кадров, поддерживая оптимальное соотношение «точность определения ориентации/ скорость работы».

Однако такие алгоритмы требуют большого объема вычислений, что замедляет скорость работы АВУ. Полный период определения ориентации без учета накопления необходимого количества кадров составляет порядка 11с.

Использование КМОП-матрицы позволяет значительно повысить скорость работы прибора. При считывании 20 окон период съемки составляет 16 мс. В связи с такой высокой скоростью считывания кадров было принято решение отказаться от алгоритмов скользящего усреднения и вычисления необходимого числа усредняемых кадров. Вместо этого при каждом определении углов ориентации прибор будет снимать по 80 кадров и усреднять их. Накопление 80 кадров займет менее 1,5 с, а полный цикл определения ориентации - менее 2 с.

Помимо работы в оконном режиме в АВУ предусмотрена работа по полному кадру. Такой режим используется при отсутствии априорной ориентации, например в случае, если произошел сбой в работе БИНС. Такой режим возможен только при работе по одиночному кадру и в АВУ на основе ПЗС-матрицы он занимает порядка 20 с. В АВУ на основе КМОП-матрицы такой режим будет занимать менее 2 с.

Частоты работы разных версий АВУ в различных режимах представлены в табл. 4.

**Таблица 4.** Частоты обновления информации для разных версий АВУ

<b>Параметр</b>	<b>АВУ на основе ПЗС- матрицы</b>	<b>АВУ на основе КМОП- матрицы</b>
Время считывания полного кадра	3,5с	250мс
Время считывания в оконном режиме	3,5с	16мс
Период обновления ориентации в режиме полного кадра	20 с	<2с
Период обновления ориентации в оконном режиме без усреднения кадров	11с	100 мс
Период обновления ориентации в оконном режиме с усреднением 100 кадров	6 мин	2с

## **ЗАКЛЮЧЕНИЕ**

Сотрудниками оптико-физического отдела ИКИ РАН в инициативном порядке проведено исследование перспектив развития астровизирующего устройства с применением КМОП-матриц. Построен макет звездного датчика на базе КМОП-матрицы CMV-20000 и проведены исследования применимости такой конструкции в качестве АВУ.

Исследования показали, что звездный датчик на основе КМОП-матрицы CMV-20000 обладает всеми необходимыми характеристиками для использования его в качестве звездного канала АВУ. Частота обновления информации об ориентации повысилась на несколько порядков при практически идентичной точности. При этом время экспонирования снижено в 3 раза, что позволяет прибору работать при значительно больших угловых скоростях.

Была разработана новая конструкция АВУ, содержащая два звездных канала с датчиками на основе КМОП-матрицы, расположенными под углом в 90°. Такая конструкция позволяет отказаться от солнечного датчика. В результате АВУ будет способен в любой момент времени получать трехосную ориентацию, а в случае, когда ни один из каналов не засвечивается Солнцем, такая ориентация будет равноточной.

## **DEVELOPMENT PROSPECTS OF STELLAR VISION DEVICES BASED ON LARGE-FORMAT ACTIVE-PIXEL TYPE IMAGE SENSORS (APS)**

***I.D. Elyashev, N.N. Brysin, R.V. Bessonov, S.A. Prokhorova, P.S. Smetanin, A.A. Forsh***

Space Research Institute of Russia Academy of Science (IKI RAS)

Optical-Physical department of IKI RAN started development of the new stellar vision device based on CMOS sensor in 2014. This device designed for an aviation stellar-navigation system. CMOS sensors have lots of advantages and disadvantages against CCD sensors used earlier. Some of these disadvantages can affect the possibility of using a CMOS matrix in stellar vision device. The article presents the results of the tests of the stellar vision device based on a CMOS matrix and variants of operating modes of the camera.

*Keywords:* Star tracker, stellar-inertial navigation system, stellar vision device.

**Elyashev** Iakov Dmitrievich – junior researcher, eluashev-jak@yandex.ru  
**Bessonov** Roman Valerievich – head of department, PhD, besson777@gmail.com  
**Brysin** Nikolay Nikolaevich – researcher, PhD, brysin@mail.ru  
**Prokhorova** Svetlana Andreevna – junior researcher, prokhorovasa@yandex.ru  
**Smetanin** Petr Stanislavovich – junior researcher, guldthen@gmail.com  
**Forsh** Anatoly Anatolievich – leading researcher, PhD, forsh@of.ofo.iki.ru

# ПЛАТФОРМА И СИСТЕМА НАВЕДЕНИЯ В ПРОЕКТЕ ОРБИТАЛЬНОЙ ЗВЕЗДНОЙ СТЕРЕОСКОПИЧЕСКОЙ ОБСЕРВАТОРИИ

**М.С. Чубей<sup>1</sup>, А.В. Бахолдин<sup>2</sup>**

<sup>1</sup> Главная (Пулковская) астрономическая обсерватория РАН (ГАО РАН), Санкт-Петербург, Россия

<sup>2</sup> Санкт-Петербургский государственный университет информационных технологий, механики и оптики (СПбГУ ИТМО), Санкт-Петербург, Россия

В проекте создания Орбитальной Звездной Стереоскопической Обсерватории (ОЗСО) [Чубей, 2015; Chubey et al., 2016] есть возможность использовать связку из двух солнечных приборов как дополнительную часть служебной системы для получения важной научной информации как в системе ориентации, так и для физики Солнца. Характер движения космических аппаратов, устанавливаемых в окрестности точек Лагранжа  $L_4$ ,  $L_5$ , системы «Солнце — Земля+Луна», теоретически позволяет сформировать платформу космических аппаратов (КА) ОЗСО с определенной и постоянной ориентацией относительно направлений на Солнце и на Землю одновременно. Для этого требуется работа двух датчиков направления — звездного и солнечного — в контуре автоматической регулировки удержания ориентации. Учитывая свойства конфигурации ОЗСО и целесообразность и даже необходимость непрерывных наблюдений процессов на самом Солнце и в его окрестности, а также то, что такие систематические наблюдения из окрестностей тригональных центров наиболее информативны именно для решения фундаментальных задач солнечной физики и для прикладных задач прогноза космической погоды, в параллель солнечному датчику возможно компоновать и солнечный коронограф.

Цель настоящей статьи — изложить в продолжение работы [Чубей и др., 2015] наши представления о платформе для компоновки целевой аппаратуры ОЗСО, удобной и оптимальной для этой обсерватории. Одновременно расширяется научная программа миссии.

*Ключевые слова:* космические телескопы, системы наведения, компоновочная платформа.

## ВВЕДЕНИЕ

Опыт и результаты стереометрических исследований активности Солнца по программе полета космических аппаратов STEREO NASA доказывают перспективность организации орбитального мониторинга событий на Солнце и в его гелиосфере для решения проблемы солнечно-земных связей и развития физики Солнца в целом. Стереонаблюдения гелиосферы Солнца для этого мониторинга возможно включить и в программу проекта ОЗСО. Основанием для такого включения являются особенности движения КА в окрестностях круговых центров в системе «Солнце — Земля+Луна». Поскольку задача удержания направления на Солнце в проекте ОЗСО решается как необходимая, а это направление в аппаратноцентрической системе координат меняется с угловой скоростью, меньшей 1град/сут, это означает, что потребуются не сложная, «спокойная» система наведения гелиографа на объекты в короне Солнца, не мешающая работе основного астрографа. Материал данных систематического и длительного мониторинга будет существенно отличаться от такового, полученного в проекте STEREO NASA [STEREO, 2016]: орбиты КА ОЗСО и цели исследований существенно отличаются в этих проектах.

Как минимум интерес будет представлять синхронное наблюдение событий в короне Солнца, сопровождаемое выбросом масс в корону (ВМК) с их ускорением и перемещением в межпланетное пространство. Как известно, предсказание пути движения масс, ускоренных магнитными полями плазмы в зонах активности Солнца и выброшенных в межпланетное пространство, особенно предсказания пути движения тех из них, что пересекают околоземное простран-

ство, представляет основную проблему исследований с целью прогноза космической погоды. Такие наблюдения с борта космических аппаратов ОЗСО можно вести с использованием широкоугольного коронографа. Непосредственно удержание нормалей солнечных батарей строго в направлении на Солнце возможно осуществлять традиционным датчиком Солнца, хотя и предпочтительнее использовать для этого специализированный датчик — малый гелиограф, позволяющий одновременно вести достаточно значимый мониторинг событий на видимом диске Солнца.

Цель настоящей работы — изложить принципы организации платформ КА ОЗСО, несущих комплекс аппаратуры для фундаментальных исследований в астрономии, ориентируемых на высокоточные астрометрические и фотометрические наблюдения, с учетом особенностей движения аппаратов этого проекта и геометрических свойств пространства, в котором будет реализовываться проект.

## АСТРОНОМИЧЕСКИЕ УСЛОВИЯ ЭКСПЛУАТАЦИИ ОЗСО

Научная группа проекта рассчитывает на развитие технологии космических исследований в предстоящие годы. Ясно, что уже вторгшаяся в практику тенденция повышения интеллекта борта стала императивом и будет сопровождаться созданием систем, удовлетворяющих традиционным требованиям оптимальности, логичности и экономии энергии, массы и времени, и, наконец, — систем, развитых по возможностям автоматики и технологии. По нашему мнению система наведения, осуществляемая поворотом всего КА как замкнутой жесткой механической системы, со сложной циклограммой работы устройств, с переориентацией солнечных батарей (СБ) и со значительной затратой времени на перенацеливание инструмента и на подзарядку СБ, будет конкурировать с системой компоновки целевых инструментов на платформе, имеющей целесообразную для решения задач миссии структуру, воспроизводящую устойчиво управляемое положение КА в пространстве. Системы подвеса и наведения инструментов будут в ней исполнены так, что их эффективность, экономия энергии и времени приблизятся к пределу, мыслимому по логике инструментального развития и обеспечения. Мы считаем необходимым сформулировать принцип создания такой платформы для нашего случая.

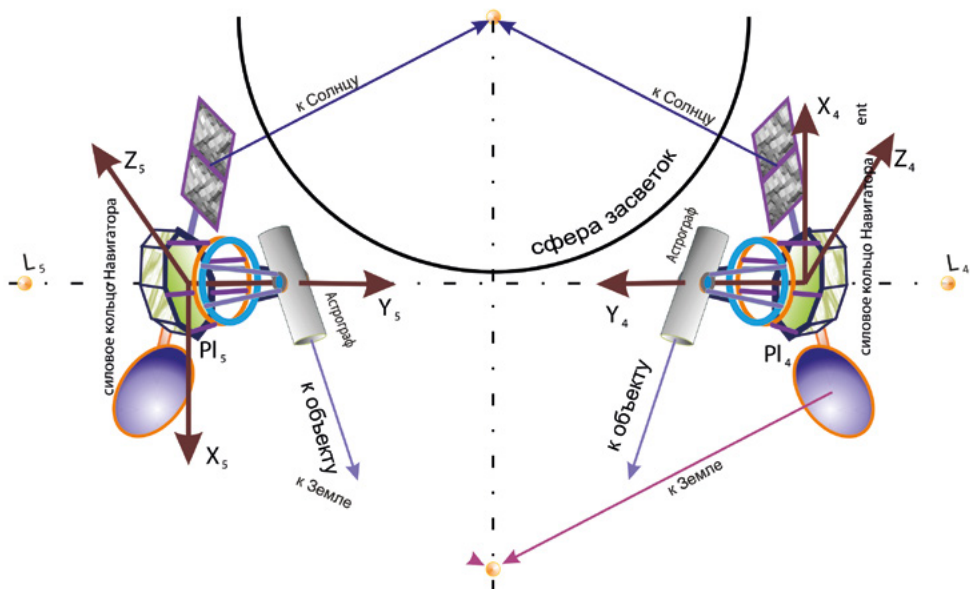
Особенности геометрического положения и движения ОЗСО в пространстве, систему рабочих направлений, по которым расположены объекты контроля и наблюдений, и платформы с подвесами инструментов в стереометрической проекции на эклиптику поясняет схема на рисунке.

Радиус области либрационного движения относительно каждого из центров не превосходит 35 тыс. км или  $\rho = 0,00023$  а.е. (а.е. — астрономическая единица) [Chubey et al., 2005]. Конфигурация «КА в точке  $L_3$ , Земля, КА в точке  $L_4$ » обращается вокруг Солнца с годичным периодом и сохраняет форму, изменяя относительные ее размеры с амплитудой, равной величине «эксцентриситет орбиты Земли +  $\rho$ »  $\leq 0,017023$  а.е. Таким образом, ритм и характер изменения размеров конфигурации определяет фактически эксцентриситет орбиты Земли, а вклад либрационного смещения имеет хаотический характер «гравитационного» шума.

## ИДЕЯ ПЛАТФОРМЫ КА

Техническое решение, при котором жесткие платформы  $Pl_4, Pl_5$  — для определенности, например, типа платформы модуля «Навигатор» НПО им. С.А.Лавочкина, — оснащаются гиросистемами, удерживающими ориентацию штанг с антенной и с СБ в устойчивых направлениях на Землю и на Солнце, соответственно, придает платформам устойчивость в орбитальном движении, имеющем характер движения самой Земли. Платформы на КА в точках  $L_4, L_5$  выставляются так, что плоскости силовых колец «Навигатора» располагаются перпендикулярно эклиптике и параллельно друг другу, перпендикулярно вектору базы  $L_5L_4$ , как показано на рисунке.





Принципиальная схема конфигурации и работы обсерватории

Аппаратоцентрические системы координат  $X_i Y_i Z_i$ ,  $i = 4, 5$ , соответственно общепринятой индексации точек либрации, ориентированы так, что их начало находится в центре масс КА или платформы, а ось  $X_i$  параллельна вектору «Солнце–Земля» в точке  $L_5$ , а в точке  $L_4$  – параллельна вектору «Земля–Солнце», ось  $Y_i$  – по линии базы или в направлении на сопряженный КА, ось  $Z_i$  – всегда в полюс эклиптики. Плоскость  $X_i Y_i$  всегда совпадает с эклиптикой.

Если в текущий момент  $t$  эклиптическая долгота Земли есть  $\lambda(t)$ , то база  $L_4 L_5$ , лежащая в плоскости эклиптики и перпендикулярна радиусу-вектору Земли, с достаточной степенью приближения имеет долготу  $\lambda(t) \pm 90^\circ$ , «+», если смотреть из точки  $L_5$  в точку  $L_4$  или вдоль оси  $Y_5$ , и «-», если смотреть наоборот. В принципе ориентация базы в процессе эксплуатации ОЗСО вычисляется точно как угловые параметры вектора базы  $L_5 L_4$  в любой сферической системе координат.

Эклиптическая система координат, несомненно, будет удобнее экваториальной, поскольку объекты, по которым работают системы удержания ориентации платформ и системы связи с Землей, и сами платформы всегда должны находиться в эклиптике, имеют близкую к нулю эклиптическую широту, а эклиптическая долгота Земли будет главным параметром в алгоритмах управления и обработки.

Скомпоновать платформу необходимо в соответствии с требованиями системы подвеса и наведения, работающими по двухшаговому принципу [Чубей и др., 2015]. Грубый (первый) шаг перевода инструмента на цель с точностью не ниже 5 угл. мин, после исполнения которого объект точно присутствует в поле зрения, исполняется быстрым перемещением инструмента в положение, близкое к требуемому по программе наблюдения.

На втором шаге наведение выполняется с предельно достижимой точностью (порядка 1...2 угл. с), с использованием первого быстрого снимка основного инструмента и «захвата» звезд гидирования специализируемыми для целей адаптивного удержания ПЗС-матрицами в мозаике системы регистрации ОЗСО [Chubey et al., 2016]. Далее следует экспозиция с адаптивным удержанием направления телескопа неподвижным, под управлением бортового компьютера. Мировой опыт создания системы удержания представляет, например, такая система в эксперименте «Космический Телескоп Хаббл» (Hubble Space Telescope, NASA) [HUBBLE, 2016], удерживавшая телескоп в течение 1 000 000 сек. времени в «глубоком снимке» с точностью  $\pm 0,007$  угл. с.

## ДАТЧИКИ ЗЕМЛИ И СОЛНЦА

Двухканальный датчик направления «КА — Земля» одновременно выполняет роль звездного датчика на орбитах гелиоцентрического перехода [Chubey et al., 2016, 2007]. Поскольку точность единичного углового измерения датчика  $\sigma = 0,01$  угл. с, датчик позволяет с этой точностью ориентировать приемно-передающую антенну КА на Землю. Угловой диаметр изображения Земли  $d = 17,588$  угл. с. При ошибке в ориентировании приемно-передающей антенны КА в направлении  $\sigma = 0,01$  угл. с линейная ошибка на поверхности Земли составит 7,25 км. Дифракционное пятно бортовой радиоантенны будет покрывать на Земле круг диаметром порядка 70 км.

Полная независимость от условий освещения СБ осуществится, если батареи всегда нормалью будут направлены к Солнцу, тогда их мощность будет максимальной. Каждый прибор, компонуемый на борту, представляет собой отдельную разработку: в его основе лежит обоснованная научная цель. В нашем случае мы можем использовать в качестве датчика Солнца телескоп-гелиограф, с помощью которого строится изображение диска Солнца, что дает возможность изучить грануляцию, пятнообразование и проявление другой активности Солнца. Удержание направления на центр Солнца и включение гелиографа в контур стабилизации этого направления также обеспечивается его использованием.

Принимая во внимание, что изменение направления на Солнце происходит в темпе 0,9856 град/сутки, и солнечный гелиограф контролирует это направление, одновременно обеспечивая наблюдения солнечного диска, то использование второго солнечного прибора — телескопа-коронографа для контроля процессов, протекающих в короне Солнца, настолько дополняет необходимый в системе предсказаний «космической погоды» поток научных данных о процессах в короне, что рассмотреть возможность его компоновки весьма целесообразно. Это увеличивает массу КА и поток научных данных, но ценность такого материала очень важна.

Для разработки и компоновки такой связки двух солнечных приборов можно воспользоваться уже существующим мировым опытом создания и использования коронографа и гелиографа, работающих в настоящее время в проекте «Солнечная и Гелиосферная Обсерватория» (The Solar and Heliospheric Observatory NASA) [SOHO,1995].

Основываясь на опыте миссии SOHO и адаптируя его к нашему случаю, будет вполне резонно создать широкоугольный коронограф Лио, жестко связанный с датчиком системы удержания направления на Солнце, роль которого будет обеспечиваться гелиографом. Разумеется, мы не сможем использовать уже готовые решения, но сами принципы уже развиты и испытаны, например, коронографы Лио С1, С2 и С3 [SOHO,1995, P.357–402] могут быть использованы как образцы (включая габаритные и массовые размеры).

Наземный опыт применения гелиографа и спектрогелиографа для наблюдения проявлений активности процессов на Солнце, несмотря на высокий уровень теории и достигнутый уровень разрешения изображений исследуемых деталей и на введение в работу все более совершенных башенных солнечных телескопов, имеет существенные ограничения в виде проблем очистки от влияния атмосферы, невозможности наблюдать развитие активных процессов на Солнце на значительных интервалах их циклов и с существенно различных сторон, без погодных и суточных ограничений.

В орбитальных условиях проблем не меньше, но они другие и свободны от упомянутых влияний (ограничения технологические), и имеют весомые преимущества в качестве, объеме и систематичности материала наблюдений, если они выполнены в штатных условиях работы орбитального комплекса. Конфигурации орбитальных обсерваторий в уже исполненных вариантах [SOHO,2015], «Обсерватория Солнечно-Земных Связей» (Solar TErrestrial RELations Observatory, NASA), [STEREO,2016] и [SDO,2016] изменили в корне наблюдательную базу физики Солнца. Исполняемый полет [STEREO] на дрейфующих гелиоцентрических орбитах, хотя он и был кратковременным, но дал возможность получить качественно новый материал наблюдений, обрабатываемый для получения 3D-стереоизображений Солнца.

Миссии SOHO, SDO выполняются в околоземном пространстве – с бортов КА, установленных в окрестности Эйлеравой точки  $L_1$  и на геостационарной орбите, соответственно. Фактически эти две миссии воспроизвели картину исследований наземными средствами, но с повышением разрешения, объема, полноты и качества наблюдательного материала, – все значительно более высокого уровня по сравнению с наземным.

Что нового может дать для исследований физики Солнца исполнение программы мониторинга гелиосферы и диска Солнца в проекте ОЗСО, как части программы, имеющей самостоятельное научное значение, в дополнение к основной программе, исполняемой с помощью астрографов [Chubey et al., 2016]?

Проект ОЗСО имеет основное свойство, отличающее его от других современных разрабатываемых и заявленных на близкое будущее орбитальных проектов. Он заключается в возможности длительного использования устойчивой, рационально доступной в технологическом отношении, по затратам и размеру, стереоскопической конфигурации для получения материала наблюдений, сопоставимого с материалом проектов STEREO, SOHO, SDO по качеству и объему. При этом важное свойство трехмерности в изображениях как Солнца, так и объектов в его окрестности и в значительной части Галактики, является новым. Систематические длительные наблюдения активных зон на Солнце с отслеживанием их зарождения, развития и распада, с состоятельной статистикой, полученной в стабильной системе инструментальных наблюдений, и используемые хотя бы для решения задачи предсказания космической погоды, представляют независимый практический результат с новыми свойствами. В этом их новизна и отличие.

Стереометрические наблюдения для решения астрометрических и фотометрических задач и задач по проблемам звездной астрономии, небесной механики, астрофизики и в принципе прикладных задач проблемы астероидно-кометной опасности в ее фундаментальной части пока в мировой науке отсутствуют. Выполнение таких наблюдений по методу прямых синхронных экспозиций с концов базы ОЗСО представляет интерес в первую очередь как альтернатива методу классическому, выполняемому одним телескопом, с одного направления. И наиболее эффективно метод работает в ближней зоне околосолнечного пространства, везде за пределами зоны избегания засветок от Солнца (см. рисунок).

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Понимая всю сложность ситуации с космическими исследованиями в России и в мире, тем не менее, готовы идеи и коллективы, способные воплотить эти идеи в реальные научные результаты, необходимо. Предложенный принцип организации платформы, подвеса и системы наведения может быть использован в дальнем космосе в экспериментах, где требуется большая энергозатрата. К тому же, разработчики должны быть готовы к работе с компоновщиками. К такому контакту нужно умение и аргументация для подготовки технических заданий и для ясного изложения задач, решенных в разработке.

## ЛИТЕРАТУРА

- [Чубей, 2015] Чубей М.С. Орбитальная Стереоскопическая Обсерватория // Космонавтика и ракетостроение. 2015. №1(80). С. 138–147.
- [Чубей и др., 2015] Чубей М.С., Бахолдин А.В., Куприянов В.В., Левко Г.В., Львов В.Н., Маркелов С.В., Цекмейстер С.Д., Цуканова Г.И. К вопросу о системе наведения в проекте «Орбитальная Звездная Стереометрическая Обсерватория» // Сб. тр. IV Всероссийской научно-технической конференции «Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов, 08-11 сентября 2014г. Россия, Таруса / Под ред. Г.А.Аванесова. М.: ИКИ РАН, 2015. С. 85–94.
- [Chubey et al., 2016] Chubey M.S., Kouprianov V.V., Lyov V.N., Tsekmeister S.D., Bakholdin A.V., Markelov S. V., Levko G. V. Orbital Stellar Stereoscopic Observatory Project: Motivation and Autonomous Navigation in the Heliocentric Transfer and Operational Orbits // Mathematical Modeling and Geometry. 2016. V. 4. N.3, P. 31 – 49. Электронный адрес: [http://mmg.tversu.ru/images/publications/2016-vol4-n3/Chubey\\_2016\\_12\\_08.pdf](http://mmg.tversu.ru/images/publications/2016-vol4-n3/Chubey_2016_12_08.pdf).

- [STEREO] <https://stereo.gsfc.nasa.gov/mission/mission.shtml> (доступ 20.12.2016).  
[Chubey et al., 2005] *Chubey M.S., Eroshkin G.I., and Pashkevich V.V.* Space Stereoscopic Observatory Project // J. Math. Sci. 2005.V. 128. N. 2. P. 2721–2725.  
[Hubble] <http://hubblesite.org> (доступ 20.12.2016).  
[Chubey et al., 2007] *Chubey M.S., Koval'chuk L.V., Yes'kov D. N., Seregin D.A., Miloradov A.B., Kholodova S.I.* Star sensor for the autonomous navigation in the far space // J. Opt. Technol. 2007.V. 74. N. 2. P. 40–48.  
[SOHO] *Fleck B., Domingo V., Poland A. (eds).* The SOHO Mission. Reprinted from Solar Physics, 1995. V.162, Nos. 1–2. Kluwer Ac. Publ. 1995.  
[SDO] Solar Dynamics Observatory. <http://sdo.gsfc.nasa.gov> (доступ 20.12.2016).

## **PLATFORM AND POINTING SYSTEM IN THE ORBITING STELAR STEREO SCOPIC OBSERVATORY PROJECT**

**M.S. Chubey<sup>1</sup>, A B. Bakholdin<sup>2</sup>**

<sup>1</sup> Central (Pulkovo) Astronomical Observatory of RAS, St. Petersburg, Russia

<sup>2</sup> Saint-Petersburg State University for informational technologies, mechanics and optics (St.Petersburg State University of ITMO), St. Petersburg, Russia

In the project of creation of the Orbiting Star Stereoscopic Observatory (OStSO) there is an opportunity to use a link from two solar instruments as the additional part of the basic instrumental system used for obtaining important scientific information. The nature of movement of the spacecrafts set in the vicinities of Lagrange's points of  $L_4$ ,  $L_5$  theoretically allows to create a platform of OStSO spacecrafts with a certain and constant orientation concerning the directions to the Sun and to the Earth at the same time. For this purpose operation of two sensors of the direction – star and solar orientation holding in a circuit of automatic regulation is required. Considering property of a configuration of OStSO and feasibility and even need of the continuous observations of processes in the Sun and in its neighborhood, and also considering that such systematic observations from vicinities of trigonal centers are most informative for the solution of fundamental programs of solar physics and for application-oriented tasks of the forecast of space weather. In a parallel, it is possible to arrange also the solar coronagraph to the solar sensor.

We carry search throughout operation in development of the concept of a platform for configuration of the OStSO target equipment, from our point of view convenient and optimal for this observatory. At the same time the scientific program of a mission will be correspondingly extended.

*Keywords:* space telescopes, systems of induction, arrangement platform.

---

**Chubey** Markiyam Semenovich – senior researcher, PhD, [mschubey@gmail.com](mailto:mschubey@gmail.com)  
**Bakholdin** Alexey Valentinovich – leader of cathedra, PhD, [bakholdin@aco.itmo.ru](mailto:bakholdin@aco.itmo.ru)

## КОСМИЧЕСКИЙ ЭКСПЕРИМЕНТ «КАЧКА»

**А.И. Захаров<sup>1,2</sup>, М.К. Абубекеров<sup>1,2</sup>, А.В. Бирюков<sup>1,2</sup>, А.О. Жуков<sup>1</sup>, М.Е. Прохоров<sup>1,2</sup>,  
Д.А. Руппель<sup>2</sup>, О.Ю. Стекольников<sup>1,2</sup>, М.С. Тучин<sup>1,2</sup>**

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

<sup>2</sup> ООО «Гаскол», резидент Сколково, Москва, Россия

Целью КЭ «Качка» является прямое измерение спектра угловых колебаний модуля Российского сегмента Международной космической станции (МКС), а также изгибных и крутильных колебаний МКС в целом с угловыми амплитудами  $10^{-6}$  рад и выше на частотах ниже 5 Гц в разных режимах функционирования МКС. Эту задачу предполагается решить с помощью системы нескольких быстрых высокоточных звездных датчиков, установленных на наружной поверхности МКС. В качестве прототипа такого устройства предлагается взять высокоточный звездный датчик, разработанный в ГАИШ МГУ.

*Ключевые слова:* Международная космическая станция, угловые колебания, звездные датчики.

По опыту эксплуатации обитаемых космических станций (ОКС) «Салют-6», «Мир» и МКС известно, что они постоянно подвержены вибрациям. Их источники различны: рабочая деятельность экипажа, перекачка топлива, воды и газов, работа различных механизмов станций, включение двигателей, выход экипажа в открытый космос, стыковки с пассажирскими и грузовыми космическими кораблями.

На ОКС возможно возникновение различных мод вибрационных ускорений:

- линейные ускорения;
- угловые колебания (микроускорения);
- относительные взаимные колебания частей станций: изгибные; крутильные; линейные.

Линейные ускорения ОКС возможны при работе реактивных двигателей или при взаимодействии ОКС с другими телами – стыковки, перемещение экипажа внутри станции и в открытом космосе, перекачка жидкостей, взаимодействие с атмосферой и др. Кроме того дополнительные линейные ускорения могут возникать локально, с противоположными знаками в разных частях ОКС в результате относительных угловых или линейных колебаний.

Причины возникновения угловых микроускорений аналогичны причинам возникновения линейных. Источниками угловых микроускорений являются работа систем ориентации и стабилизации ОКС и повороты отдельных частей ОКС – антенн, солнечных батарей и пр.

Взаимные колебания различных типов возможны только у крупных ОКС, состоящих из достаточно большого числа модулей. Из существующих станций такой является только МКС.

Спектр наблюдаемых на ОКС вибраций очень широк – от десятитысячных долей герца и выше до сотен и тысяч герц. Амплитуда угловых микроускорений

---

**Захаров** Андрей Игоревич – научный сотрудник, zakh@sai.msu.ru

**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

**Жуков** Александр Олегович – старший научный сотрудник, д.т.н., доцент, aozhukov@mail.ru

**Прохоров** Михаил Евгеньевич – зав. лабораторией, д.ф.-м.н., доцент,

mike.prokhorov@gmail.com

**Руппель** Дмитрий Алексеевич – конструктор, к.т.н., pyhesty@gmail.com

**Стекольников** Олег Юрьевич – старший научный сотрудник, к.т.н., oct@inbox.ru

**Тучин** Максим Сергеевич – научный сотрудник, wizard81@mail.ru

на частотах ниже 0,1...0,01 Гц обычно сильно подавлена за счет функционирования систем стабилизации ОКС.

Вибрации на ОКС «Салют-6» и «Мир» были очень велики. При проектировании МКС учитывалась необходимость проведения на ее борту экспериментов в условиях микрогравитации, т.е. при возможно меньших уровнях ускорений, не связанных с движением в гравитационном поле Земли.

Знание вибраций и микроускорений МКС важно для проведения следующих космических экспериментов (КЭ):

- 1) промышленных, технологических и биологических, требующих соблюдения условий микрогравитации;
- 2) дистанционного зондирования Земли, контроля космического пространства, астрономических наблюдений, требующих высокоточного наведения;
- 3) технических и технологических экспериментов, связанных с развитием и эксплуатацией МКС.

Для первой группы КЭ важнее линейные ускорения, для второй – угловые, в последней важны и те и другие.

Поэтому на МКС (а ранее на станции «Мир») был проведен ряд экспериментов по изучению спектра вибраций. В утвержденной программе исследований на борту Российского сегмента (РС) МКС предусмотрены КЭ «Изгиб», «Идентификация» и «Среда МКС» той же направленности [Анисимов и др., 2012; Анисимов, Лихоход, 2007; Беляев и др., 2012].

Однако все эти эксперименты были основаны на использовании инерциальных акселерометров и нацелены на измерение только одного типа колебаний МКС – линейных. Определение угловых микроускорений на основе показаний линейных акселерометров требует одновременного измерения линейных мод колебаний в нескольких точках МКС и задание параметров модели станции. Получаемое решение задачи критически зависит от параметров модели МКС.

Нами предложен КЭ «Качка», внесенный в Долгосрочную программу экспериментов на МКС, в котором угловые микроускорения МКС будут измеряться напрямую с помощью устройств на основе высокоточных звездных датчиков ориентации (ЗД), которые будут установлены на внешней поверхности МКС.

Современные ЗД позволяют определять ориентацию в инерциальной системе координат с погрешностями до  $10^{-6}$  рад на частотах ниже 5...10 Гц. Погрешность измерения углов определяется точностью ЗД, а верхний предел измеряемых частот – частотой обработки кадров в ЗД. Важным отличием такого способа измерений является прямая зависимость его погрешности измерений от частоты, в то время как погрешность измерения амплитуды вибраций, регистрируемых с помощью акселерометров, обратно пропорциональна квадрату частоты.

Помимо использования ЗД указанная точность может быть достигнута также с помощью инерциальных (гироскопических) систем ориентации [Селезнёв, 2013]. Однако в решении этой задачи ЗД имеют следующие преимущества:

- У гироскопов любых типов существует неустраняемое медленное изменение направления оси под воздействием случайных внешних сил («уход осей»), из-за чего периодически требуется определять навигационную поправку. Системы звездной ориентации от этого недостатка свободны.
- Привязка ориентации непосредственно к инерциальной системе координат.
- Отсутствие подвижных частей в измерительной системе.
- Лучшие ожидаемые массо-габаритные характеристики и меньшее энергопотребление.

## КРАТКОЕ ОПИСАНИЕ КЭ «КАЧКА»

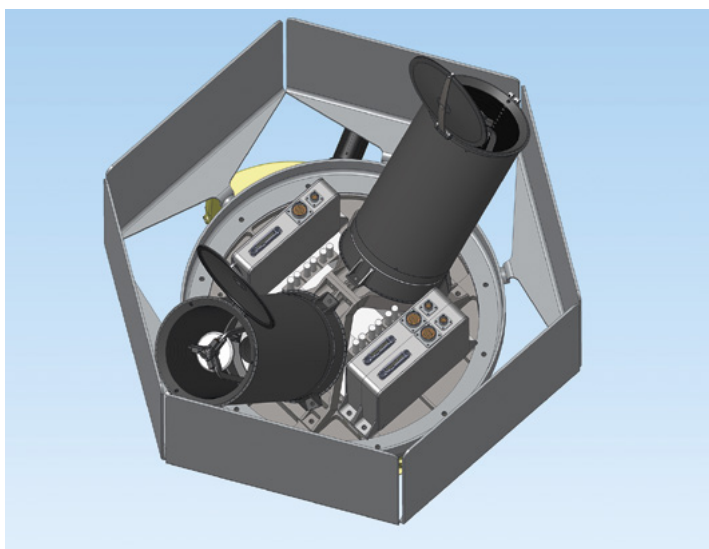
Цель эксперимента «Качка» на борту МКС - измерение и привязка к инерциальной системе координат угловых микроускорений отдельных модулей МКС, а также регистрация изгибных и крутильных колебаний станции в целом на частотах ниже 5 Гц с угловыми амплитудами от  $10^{-6}$  до  $10^{-1}$  рад.



**Рис.1.** Внешний вид экспериментального образца высокоточного звездного датчика ГАИШ МГУ

За основу измерительного устройства взят высокоточный звездный датчик, разработанный в ГАИШ МГУ [Стеколыщиков и др., 2013]. Его случайная погрешность составляет 0,1 угл.с (по центру поля зрения) [Бирюков и др., 2013, Захаров и др., 2013]. Внешний вид датчика показан на рис.1. Звездный датчик имеет зеркальную оптическую систему с апертурой  $\varnothing 100$  мм и фокусным расстоянием  $F = 500$  мм. В качестве приемника излучения используется ПЗС-матрица CCD 47-20 фирмы e2v ltd. (Великобритания)  $1024 \times 1024$  с обратной засветкой и кадровым переносом. Поле зрения 3Д составляет  $1,5 \times 1,5^\circ$ . Датчик определяет ориентацию по звездам до  $10^m \dots 11^m$ , бортовой каталог содержит около 250 тыс. навигационных звезд.

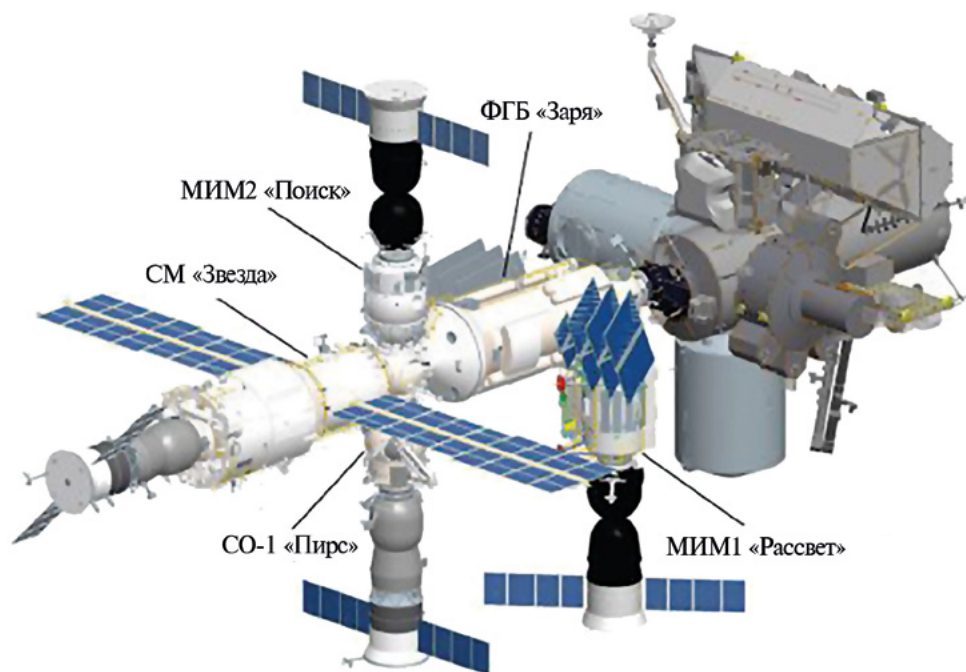
Возможный внешний вид измерительного устройства показан на рис.2.



**Рис.2.** Внешний вид измерительного устройства. Вокруг оптических головок расположен радиатор

В состав измерительного устройства, устанавливаемого на МКС, будут входить две оптические головки, установленные на стабильном основании под углом  $60...90^\circ$  друг к другу. Это сделано для получения равноточной трехосной ориентации\*. Помимо этого измерительное устройство будет снабжено радиатором, поскольку сброс тепла на корпус КА, предусмотренный в экспериментальном образце, на МКС невозможен. Датчики будут снабжены управляемыми крышками. Предусмотрен также блок управления устройствами, предназначенный для записи и хранения данных сеанса измерения до их передачи на Землю. Блок управления устанавливается в гермозоне МКС.

Предполагается, что КЭ «Качка» будет проводиться в два этапа. На первом этапе на один из модулей РС МКС (рис.3) будет установлено первое измерительное устройство, которое позволит измерять угловые колебания этого модуля. На втором этапе на другой модуль РС МКС будет установлено второе измерительное устройство. Одновременные измерения на двух устройствах позволят измерять не только угловые микроускорения каждого из модулей, где установлены измерительные устройства, но и изгибные и крутильные колебания МКС.



**Рис.3.** Российский сегмент МКС. Отмечены модули, на которые могут устанавливаться измерительные устройства КЭ «Качка»

Предполагаемая длительность эксперимента – три года. Измерения будут проводиться сеансами длительностью 1–3 ч (1–2 орбитальных витка). За время эксперимента предполагается проведение 30–100 сеансов измерений в различных режимах функционирования МКС. Рассматривается вопрос о перемещении измерительных устройств с одного модуля МКС на другой в ходе эксперимента.

## ЛИТЕРАТУРА

[Анисимов и др., 2012] *Анисимов А.В., Лиходед А.И., Титов В.А., Бобылёв С.С., Бойчук С.М., Жуков Н.Б., Фалин К.А.* Верификация динамической модели Международной космиче-

\* Одиночная оптическая головка из-за узкого поля зрения имеет низкую точность определения угла поворота вокруг оптической оси.



- ской станции в целях реконструкции силовых функций по замеренным бортовым ускорениям // Космонавтика и ракетостроение. 2012. № 2 (67). С. 70-78.
- [Анисимов, Лиходед, 2007] *Анисимов А.В., Лиходед А.И.* Расчетная реконструкция фактических стыковочных силовых воздействий на конструкцию Международной космической станции на основе обработки записей бортовых акселерометров // Космонавтика и ракетостроение. 2007. Вып. 4(49). С. 115-119.
- [Беляев и др., 2012] *Беляев М.Ю., Монахов М.И., Сазонов В.В.* Расчет квазистатических микроускорений, возникающих на борту Международной космической станции // Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша. 2012. № 60. 32 с.
- [Бирюков и др., 2013] *Бирюков А. В., Захаров А. И., Никифоров М. Г., Николаев Ф.Н., Прохоров М.Е., Тучин М.С.* Навигационный звёздный каталог минимального объёма, привязанный к квазиравномерной сетке на небесной сфере // 3-я Всероссийская научно-техническая конференция «Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов»: Сб.тр.10-13 сент.2012г. Россия, Таруса / Под ред. Г.А.Аванесова. М.: ИКИ РАН.2013. С. 230-242.
- [Захаров и др., 2013] *Захаров А. И., Прохоров М.Е., Тучин М.С., Жуков А.О.* Минимальные технические характеристики звездного датчика ориентации, необходимые для достижения заданной погрешности // Астрофизический бюллетень. 2013. Т. 68. № 4. С. 507-520.
- [Селезнёв, 2013] *Селезнёв В.П.* Основы космической навигации // М.: Либроком. 2013. 480 с. ISBN 978-5-397-03212-4.
- [Стекольников и др. 2013] *Стекольников О.Ю., Захаров А.И., Прохоров М.Е.* Конструктивные особенности узкопольного звёздного датчика ГАИШ МГУ с зеркальным объективом // Механика, управление и информатика. 3-я Всероссийская научно-техническая конференция «Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов.» Сб. Тр. 10-13 сент., 2012 г. Россия, Таруса/ под ред. Г.А. Аванесова. М.: ИКИ РАН. 2003. С. 69-79

## SPACE EXPERIMENT KACHKA

**A.I. Zakharov**<sup>1,2</sup>, **M.K. Abubekero**<sup>1,2</sup>, **A.V. Biryukov**<sup>1,2</sup>, **A.O. Zhukov**<sup>1</sup>, **M.E. Prokhorov**<sup>1,2</sup>,  
**D.A. Ruppel**<sup>2</sup>, **O.Yu. Stekol'shchikov**<sup>1,2</sup>, **M.S. Tuchin**<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup> Sternberg Astronomical Institute of Lomonosov Moscow State University, (SAI MSU), Moscow, Russia

<sup>2</sup> Gaskol Ltd., Skolkovo Foundation resident, Moscow, Russia

The International Space Station (ISS) is the largest space object created by mankind. Because of crew life, functioning mechanisms, etc. station continually fluctuates, both linear and angular. Knowledge of these vibration characteristics is important for a number of chemical, technological and astronomical experiments. For astronomy and navigation experiments important to know the angular oscillation.

On board the ISS conducted (and prepared) experiments devoted to the study of the ISS vibration. They studied the linear vibration modes via accelerometer. Such experiments have two disadvantages: 1) the amplitude sensitivity accelerometers decreases rapidly with decreasing frequency; 2) transfer of linear vibrations in the angular is a complex and controversial procedure.

The main purpose of Kachka experiment is to study the spectrum of the angular fluctuations of individual modules of the ISS, as well as the spectrum of bending and torsion vibration modes of the ISS as a whole at frequencies below 5 Hz with angular amplitudes of  $10^{-6}$  rad and above.

This task is expected to solve via a system of several fast precision autonomous triaxial star trackers, installed outboard the ISS.

As a basis of such a device is taken high-precision star sensor, developed by SAI. It is assumed in the first stage of the experiment on board of some ISS Russian segment module will be installed the device that will measure the angular fluctuations of this ISS module. In the second phase to another module will be installed second device, then it will be possible to measure of bending and torsion vibrations of the ISS.

*Keywords:* International Space Station, angular oscillations, star trackers.

**Zakharov** Andrey Igorevich - research scientist, zakh@sai.msu.ru

**Abubekero** Marat Kerimovich - senior scientist, PhD, marat.abubekero@gmail.com

**Biryukov** Anton Vladimirovich - senior scientist, PhD, eman@sai.msu.ru

**Zhukov** Aleksandr Olegovich - senior scientist, PhD, aozhukov@mail.ru

**Prokhorov** Mikhail Evgenievich - head of laboratory, doctor, mike.prokhorov@gmail.com

**Ruppel** Dmitry Alexeevich - hardware designer, pyhesty@gmail.com

**Stekol'shchikov** Oleg Yurievich - senior scientist, PhD, oct@inbox.ru

**Tuchin** Maksim Sergeevich - research scientist, wizard81@mail.ru

# ОРИЕНТАЦИЯ НАВИГАЦИОННОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА СИСТЕМЫ ГЛОНАСС ПРИ ПРОХОЖДЕНИИ ОСОБЫХ УЧАСТКОВ ОРБИТЫ

**А.В. Фатеев, Ю.А. Тентилов, А.И. Хохлов, Е.Н. Якимов**

АО «Информационные спутниковые системы» (ИСС)  
имени академика М.Ф. Решетнева», Железногорск, Красноярского края, Россия

Рассмотрен вопрос прохождения особых участков орбиты навигационным космическим аппаратом, а именно прохождение больших и малых углов Солнце – космический аппарат – Земля. Рассматривается вопрос выполнения упреждающего разворота космическим аппаратом при прохождении больших и малых углов Солнце – космический аппарат – Земля, с учетом минимизации влияния сил солнечного давления на движение центра масс космического аппарата. Также рассматривается вопрос минимизации погрешности определения фазового центра антенны относительно солнечно-земной системы координат на борту и в аппаратуре потребителя при прохождении особых участков орбиты. Разработана модель прохождения упреждающего разворота, реализованная в виде алгоритмов, которые закладываются на борт космического аппарата и в аппаратуру потребителя. Алгоритм, закладываемый на борт, позволяет с помощью приборов ориентации и исполнительных органов отслеживать эталонное значение курсового угла на всем участке упреждающего разворота. Алгоритм, закладываемый в аппаратуру потребителя, рассчитывает эталонное значение курсового угла на всем участке проведения упреждающего разворота по параметрам, полученным с космического аппарата.

*Ключевые слова:* упреждающий разворот, большие углы Солнце – космический аппарат – Земля, малые углы Солнце – космический аппарат – Земля, особые участки орбиты, система ГЛОНАСС.

## ВВЕДЕНИЕ

Навигационный космический аппарат (КА) эксплуатируется на наклонной круговой орбите и ориентируется в солнечно-земной системе координат. Ось  $-OX$  космического аппарата ориентируется на центр Земли по информации с прибора ориентации на Землю (ПОЗ). Панели солнечных батарей (СБ) ориентируются на Солнце путем совмещения плоскости  $XOY$  КА с направлением на Солнце и разворота панелей СБ в плоскости  $XOY$  по информации с прибора ориентации на Солнце (ПОС), установленного на корпусе космического аппарата [Чеботарев, Косенко, 2011].

При ориентации КА в солнечно-земной системе координат плоскость  $XOY$  отслеживает направление на Солнце, при этом осуществляется вращение КА вокруг оси  $OX$ . При такой ориентации поверхность со стороны оси  $-OY$  остается незасвеченной.

Рассматривается работа навигационного космического аппарата системы ГЛОНАСС на особых участках орбиты (при углах Солнце – космический аппарат – Земля, близких к  $0^\circ$ , – малые углы СОЗ, и близких к  $180^\circ$ , – большие углы СОЗ). При прохождении особых участков космический аппарат совершает разворот вокруг оси  $OX$  КА. Это обусловлено тем, что поверхности КА со сторон осей  $-OY$  и  $+OY$  имеют разные зеркальные и диффузные коэффициенты отражения, поэтому засвечивание поверхности КА со стороны оси  $-OY$  приведет к непрогнозируемому движению центра масс КА [Дилснер, 2010; Тентилов и др., 2015].

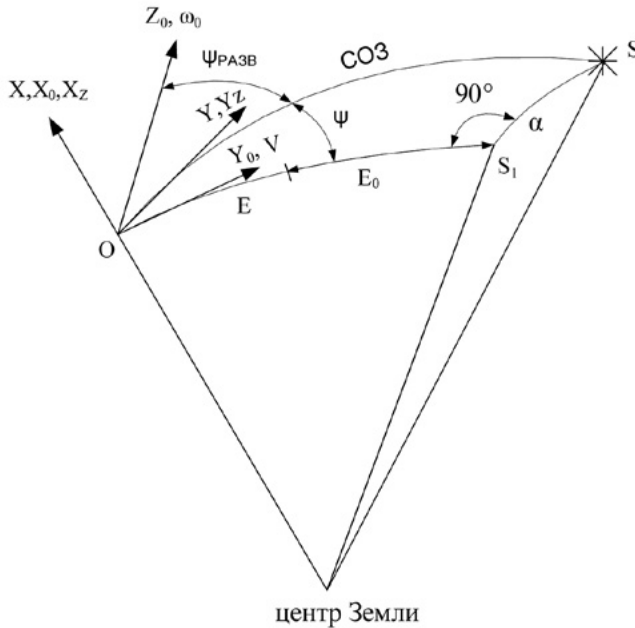
---

**Фатеев** Алексей Владимирович – инженер 2-й категории, Rayne@iss-reshetnev.ru  
**Тентилов** Юрий Александрович – ведущий инженер-конструктор, Hohlov@iss-reshetnev.ru  
**Хохлов** Антон Игоревич – инженер 2-й категории, Hohlov@iss-reshetnev.ru  
**Якимов** Евгений Николаевич – главный конструктор, Hohlov@iss-reshetnev.ru

## 1. ОСОБЫЕ УЧАСТКИ ОРБИТЫ НАВИГАЦИОННОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА СИСТЕМЫ ГЛОНАСС

При ориентации космического аппарата в солнечно-земной системе координат нормаль к рабочей поверхности солнечной батареи должна быть ориентирована в плоскости СОЗ [Фатеев и др., 2014].

Взаимное расположение орбитальной, солнечно-земной и связанной систем координат представлено на рис.1.



**Рис. 1.** Взаимное расположение орбитальной ( $OX_0Y_0Z_0$ ), солнечно-земной ( $OX_zY_zZ_z$ ) и связанной ( $OXYZ$ ) систем координат:

СОЗ – угол Солнце – космический аппарат – Земля;

$\alpha$ - угол между плоскостью орбиты и направлением на Солнце;

O – центр масс КА;

S – направление на Солнце;

$S_1$  – проекция направления на Солнце на ось  $OY_0$  орбитальной системы координат;

E – угол от текущего положения КА на орбите до точки орбиты, в которой угол СОЗ минимален (максимален);

$E_0$  - угол от точки по орбите, в которой включается упреждающий разворот, до точки, в которой угол СОЗ максимален (минимален);

$\psi$  – угол рыскания (текущий угол между осью  $OY_0$  и проекцией направления на Солнце на плоскость  $OZ_0Y_0$ );

$\psi_{РАЗВ}$  – угол разворота вокруг оси OX в процессе движения по орбите

от текущего положения КА до точки прохождения максимального (минимального) угла СОЗ;

$\omega_0$  - орбитальная угловая скорость; V – линейная скорость КА

В орбитальной системе координат  $OX_0Y_0Z_0$  ось  $OX_0$  направлена по текущему радиус-вектору изделия от Земли, ось  $OZ_0$  – по нормали к плоскости орбиты, ось  $OY_0$  дополняет систему координат до правой; в солнечно-земной системе координат  $OX_zY_zZ_z$  ось  $OX_z$  совпадает с  $OX_0$ , ось  $OY_z$  лежит в плоскости  $X_0OX_z$ , ось  $OZ$  дополняет систему координат до правой; ось  $OXYZ$  – связанная с космическим аппаратом система координат.

Скорость вращения плоскости СОЗ ( $\omega_{СОЗ}$ ) определяется по следующей формуле:

$$w_{CO3} = \dot{\psi} = \frac{\sin \alpha \cdot \cos \alpha \cdot \cos E}{1 - \cos^2 \alpha \cdot \cos^2 E} \cdot \omega_0. \quad (1)$$

При прохождении теневых участков от Земли угол CO3 принимает минимальное значение, а при прохождении участков орбиты, на которых КА находится между Землей и Солнцем, угол CO3 максимален.

Из сферического треугольника OSS<sub>1</sub> (см.рис.1) имеем:

$$\operatorname{tg} \psi = \frac{\operatorname{tg} \alpha}{\sin E}. \quad (2)$$

Дифференцируя (2) и полагая, что  $\dot{\alpha} = 0$  и  $\dot{E} = \omega_0$ , получим:

$$\dot{\psi} = \frac{\operatorname{tg} \alpha \cdot \cos E \cdot \cos^2 \psi}{\sin^2 E} \cdot \omega_0. \quad (3)$$

Из сферического треугольника OSS<sub>1</sub> (см.рис.1) также имеем:

$$\sin \psi = \frac{\sin \alpha}{\sin CO3}; \quad (4)$$

$$\cos CO3 = \cos \alpha + \cos E; \quad (5)$$

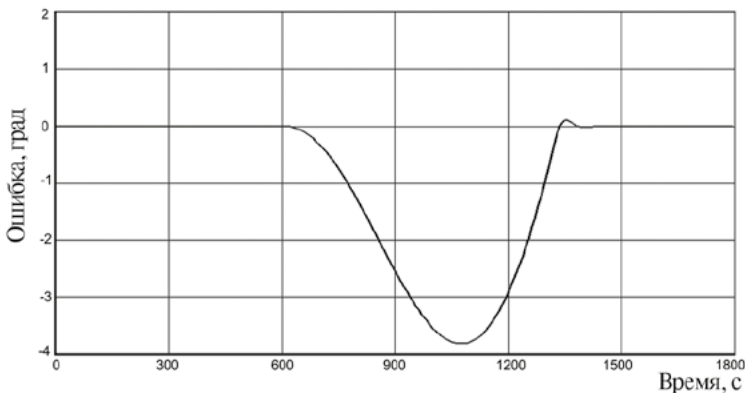
$$\sin^2 CO3 = 1 - \cos^2 CO3 = 1 - \cos^2 \alpha \cdot \cos^2 E; \quad (6)$$

$$\cos^2 \psi = 1 - \sin^2 \psi = 1 - \frac{\sin^2 \alpha}{\sin^2 CO3} = 1 - \frac{\sin^2 \alpha}{1 - \cos^2 \alpha \cdot \cos^2 CO3}. \quad (7)$$

Подставляя (7) в (3), получим формулу (1).

Из формулы (1) следует, что при угле  $\alpha$  между плоскостью орбиты и направлением на Солнце, близком к нулю, скорость вращения плоскости CO3 близка к нулю. Однако в точке  $E=0$  скорость вращения плоскости CO3 стремится к бесконечности.

Таким образом, отслеживание плоскости CO3 при прохождении малых (близких к 0°) и больших (близких к 180°) углов CO3 с использованием исполнительных органов системы ориентации без ошибки невозможно. На рис.2, 3 показаны процессы отслеживания плоскостью XOY плоскости CO3 без упреждения и с упреждением при угле  $\alpha=0$ .



**Рис. 2.** Процесс отслеживания плоскостью XOY плоскости CO3 без упреждающего разворота при угле  $\alpha=0$

На рис. 2 и 3 видно, что без упреждения ошибка ориентации панелей на Солнце получается существенно больше, чем с упреждением.

Необходимо отметить также следующее. В связи с тем, что космический аппарат является навигационным, ошибка ориентации панелей СБ на Солнце приводит

к непрогнозируемым силам от солнечного давления, которые влияют на движение центра масс космического аппарата.

Погрешность ориентации панелей СБ на Солнце при развороте КА возникает в плоскости XOZ, так как привод солнечной батареи не может устранить ошибку в этой плоскости (одностепенный привод солнечной батареи устраняет ошибку ориентации только в плоскости XOY).

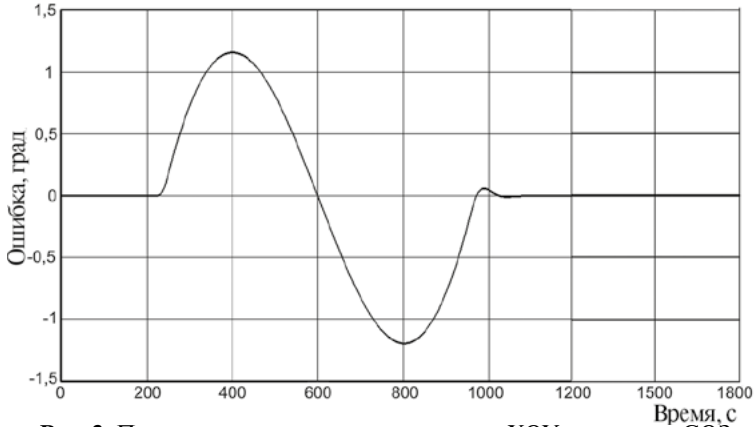


Рис. 3. Процесс отслеживания плоскостью XOY плоскости COZ с упреждающим разворотом при угле  $\alpha=0$

Проекция сил солнечного давления на ось  $OY_0$  орбитальной системы координат, совпадающей с вектором линейной скорости КА, при симметричном упреждающем развороте относительно точки максимального угла COZ компенсируются. Проекция сил от солнечного давления на ось  $OZ_0$  орбитальной системы координат, совпадающей с нормалью к плоскости орбиты, не оказывают значительного влияния на движение центра масс КА. Поэтому при симметричном упреждающем развороте осуществляется минимизация влияния упреждающего разворота на движение центра масс КА.

Необходимо отметить также следующее. В связи с тем, что космический аппарат является навигационным, ошибка ориентации панелей СБ на Солнце приводит к непрогнозируемым силам от солнечного давления, которые влияют на движение центра масс космического аппарата.

Оценка сил от солнечного давления (рис.4), действующих на КА при прохождении больших углов COZ, осуществлялась следующим образом:

При  $\pi - \omega_0 T_p < E < \pi + \omega_0 T_p$

$$F_{zo} = \alpha_s \cdot \cos \psi \cdot F_s; \tag{8}$$

$$F_{yo} = -\alpha_s \cdot \sin \psi \cdot F_s; \tag{9}$$

$$F_{xo} = F_s (1 - \cos \alpha_s); \tag{10}$$

$$F_s = S_{BC} \cdot h_0 \left( C_s + \frac{2C_d}{\pi} \right); \tag{11}$$

$$\alpha_s = \arcsin(\sin \psi \cdot \sin E), \tag{12}$$

где  $T_p$  – время разворота КА на  $90^\circ$  с поисковой скоростью;  $\omega_0$  – орбитальная скорость;  $S_{BC}$  – площадь солнечных батарей;  $h_0$  – величина светового давления;  $\alpha_s$  – погрешность ориентации нормали к панели СБ на Солнце;  $C_s$  – коэффициент зеркального отражения СБ;  $C_d$  – коэффициент диффузного отражения СБ.

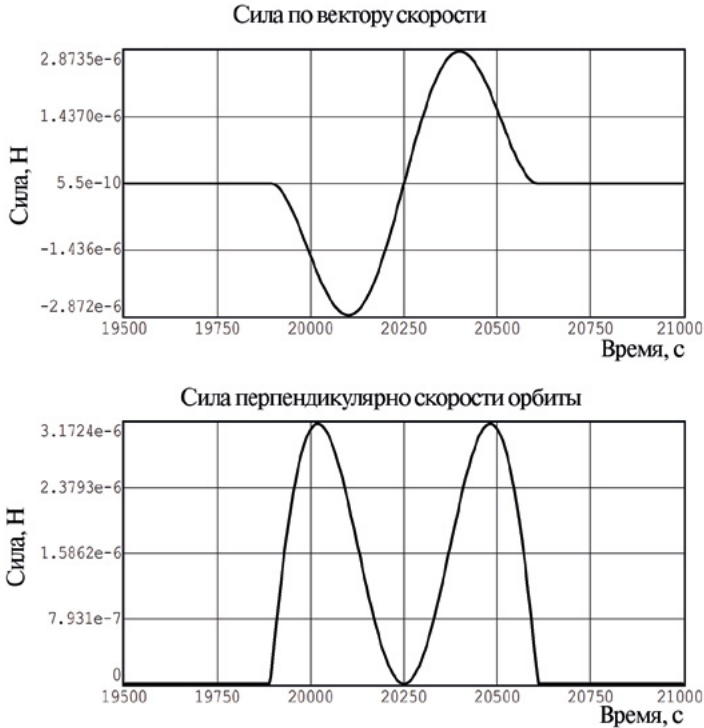


Рис. 4. Изменение сил солнечного давления во время упреждающего разворота при угле  $\alpha=0^\circ$

Погрешность ориентации панелей СБ на Солнце при развороте КА (рис.5) возникает в плоскости  $XOZ$ , так как привод солнечной батареи не может устранить ошибку в этой плоскости (одноступенный привод солнечной батареи устраняет ошибку ориентации только в плоскости  $XOY$ ).

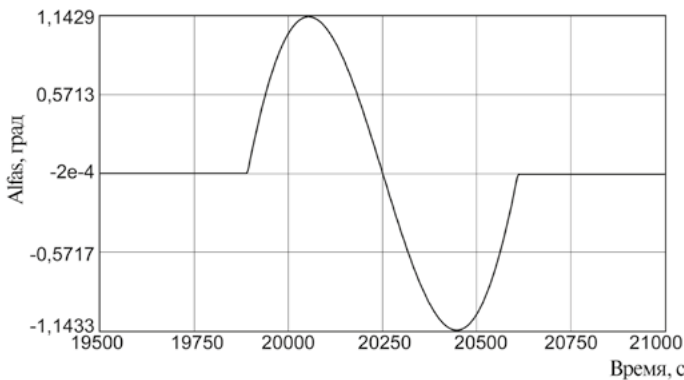


Рис. 5. Погрешность ориентации панелей СБ на Солнце во время упреждающего разворота при угле  $\alpha=0^\circ$

Движение центра масс КА, обусловленное непрогнозируемыми силами солнечного давления, возникающими при прохождении больших углов  $COZ$ , можно оценить по формулам:

$$\ddot{\rho} + 2 \cdot \omega_o \dot{\lambda} - 3\omega_o^2 \rho = \frac{F_{XO}}{mR_o}, \quad (13)$$

$$\ddot{\lambda} - 2\omega_o \dot{\rho} = \frac{F_{YO}}{mR_o}, \quad (14)$$

$$\ddot{\beta} + \omega_o^2 \beta = \frac{F_{ZO}}{mR_o}, \quad (15)$$

где  $m$  – масса КА;  $R_o$  – радиус орбиты;  $F_x, F_y, F_z$  – силы, действующие на КА по соответствующим осям орбитальной системы координат;  $\omega_o$  – орбитальная угловая скорость.

Уход КА от номинального положения (рис.6) определяется следующими угловыми величинами:

$\lambda$  – уход КА от номинального положения в плоскости орбиты;

$\beta$  – уход КА от номинального положения перпендикулярно плоскости орбиты;

$\rho$  – уход КА от номинального положения по радиусу-вектору орбиты.

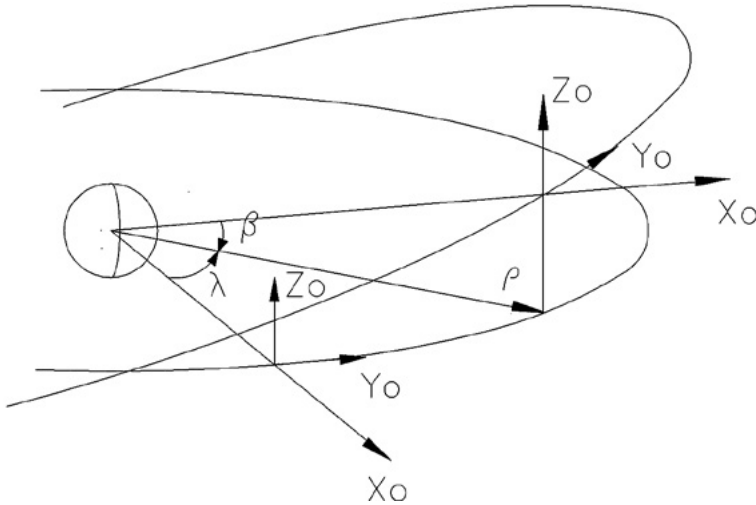


Рис. 6. Уход КА от номинального положения

Учитывая, что  $\lambda, \beta$  и  $\rho$  малы, абсолютное линейное смещение КА от номинального положения по осям орбитальной системы координат (рис.7) может быть вычислено из выражений:

$$\Delta x = R_o \rho, \quad (16)$$

$$\Delta y = R_o \lambda, \quad (17)$$

$$\Delta z = R_o \beta, \quad (18)$$

где  $\Delta x$  – погрешность положения КА на орбите по оси  $OX_o$ ,  $\Delta y$  – погрешность положения КА на орбите по оси  $OY_o$ ,  $\Delta z$  – погрешность положения КА на орбите по оси  $OZ_o$ .

Так как проекции сил солнечного давления на ось  $OY_o$  орбитальной системы координат, совпадающей с вектором линейной скорости КА, при симметричном упреждающем развороте относительно точки максимального угла СОЗ компенсируются, а проекции сил от солнечного давления на ось  $OZ_o$  орбитальной системы координат, совпадающей с нормалью к плоскости орбиты, не оказывают значи-

тельного влияния на движение центра масс КА, можно утверждать, что при симметричном опережающем развороте осуществляется минимизация влияния опережающего разворота на движение центра масс КА.

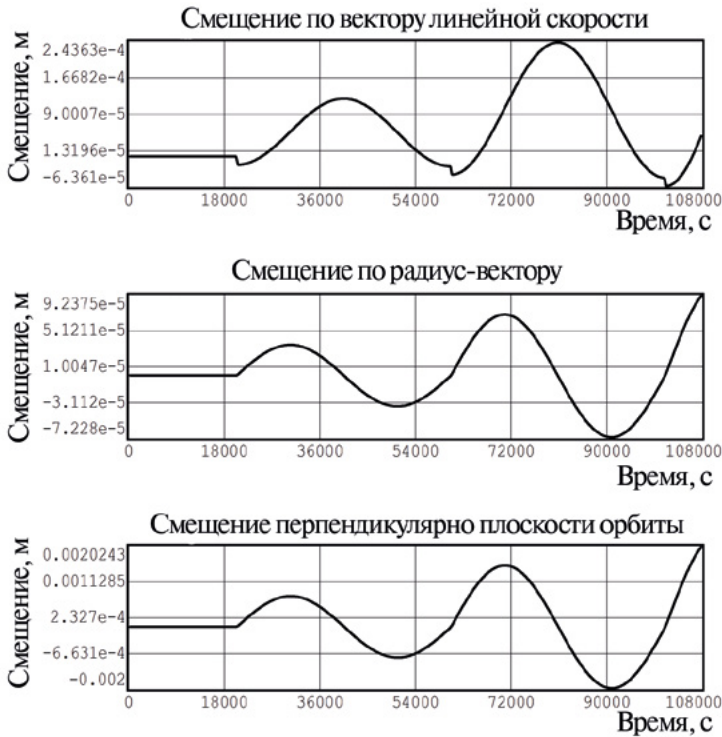


Рис. 7. Линейное смещение КА от номинального положения по осям орбитальной системы координат

## 2. ПРОХОЖДЕНИЕ ОСОБЫХ УЧАСТКОВ ОРБИТЫ

При прохождении больших (малых) углов СОЗ при модуле угла между плоскостью орбиты и направлением на Солнце меньше заданного значения ( $2^\circ$ ) и модуле угла между осью ОХ (-ОХ) и направлением на Солнце меньше заданного значения ( $5^\circ$ ) на каждом цикле управления определяются [Фатеев и др., 2013]:

- 1) угол  $E$  в плоскости орбиты между текущим положением КА и положением КА в момент прохождения максимального (минимального) угла СОЗ;
- 2) угол разворота  $\psi_{\text{РАЗВ}}$  относительно оси ОХ в процессе движения по орбите текущего положения КА до точки прохождения максимального (минимального) угла СОЗ, в которой ось ОУ должна быть перпендикулярна плоскости орбиты;
- 3) время  $T_1$  разворота по оси ОХ на указанный выше угол, при заданной скорости разворота вокруг оси ОХ;
- 4) время  $T_2$  прохождения по орбите угла от текущего положения до точки прохождения максимального (минимального) угла СОЗ.

Как только время  $T_1$ , необходимое для разворота вокруг оси ОХ на вычисленный угол разворота, становится больше времени  $T_2$  прохождения по орбите угла от текущего положения КА до точки прохождения максимального (минимального) угла СОЗ, формируется признак на опережающий программный разворот КА вокруг оси ОХ.



Скорость и угол при упреждающем развороте контролируются по информации с блока измерения скоростей (БИС). Выключение упреждающего программного разворота осуществляется через время  $2T_1$ , и ориентация осуществляется по алгоритму режима ориентации на Землю (РОЗ).

При такой последовательности операций упреждающий программный разворот формируется на участке орбиты, симметричном относительно точки орбиты, в которой угол СОЗ максимален (минимален). Если формировать упреждающий программный разворот при условии  $T_2 > T_1$ , упреждающий программный разворот будет формироваться на участке орбиты, не симметричном относительно точки орбиты, в которой угол Солнце СОЗ максимален (минимален). Следовательно, увеличится погрешность прогнозирования движения центра масс.

### 3. ВЫПОЛНЕНИЕ СИММЕТРИЧНОГО УПРЕЖДАЮЩЕГО РАЗВОРОТА

Управление космическим аппаратом осуществляется с помощью управляющих двигателей-маховиков (УДМ), которые имеют разброс по крутизне моментной характеристики. Момент сопротивления на валу УДМ также искажает моментную характеристику УДМ. Момент инерции КА относительно оси ОХ также имеет разброс.

Исходя из этого, величина  $\dot{\omega} = \frac{M_x}{J_x}$  не имеет постоянного значения. Поэтому

при проведении упреждающего разворота могут возникать существенные погрешности по углу разворота КА.

Для минимизации погрешностей, обусловленных разбросом характеристик УДМ и момента инерции космического аппарата относительно оси ОХ, рассматривается логика формирования управляющих воздействий по каналу ОХ, с дополнительным формированием управляющих воздействий на двигатель-маховик по оси ОХ при расогласовании по углу и скорости фактического и эталонного движения КА.

Логика формирования управляющего воздействия:

- 1) производится расчёт угла разворота и угловой скорости разворота с использованием эталонной модели, в которой управляющий момент и момент инерции КА относительно оси ОХ номинальные;
- 2) одновременно рассчитываются фактический угол и фактическая угловая скорость по информации с БИС при управлении с использованием номинального значения управляющего момента, подаваемого на двигатель-маховик;
- 3) находятся разности между фактическим и эталонным значением угла и фактическим и эталонным значением угловой скорости, и по этим разностям формируется поправка к управляющему моменту относительно оси ОХ;
- 4) осуществляется отслеживание эталонной угловой скорости и эталонного угла разворота с использованием поправки к номинальному значению управляющего момента.

Так как движение космического аппарата происходит относительно центра масс, то при несовпадении фазового центра антенны с центром масс космического аппарата, во время упреждающего разворота, происходит изменение координат фазового центра антенны в солнечно-земной системе координат.

Потребитель проводит измерения положения фазового центра антенны, не учитывая положение центра масс космического аппарата, что приводит к увеличению погрешности определения координат потребителя. В связи с этим при проведении упреждающего разворота в аппаратуре потребителя необходимо вычислять поправку на положение фазового центра антенны относительно центра масс.

Расчет угла при упреждающем развороте в аппаратуре потребителя производится по модели эталонного симметричного упреждающего разворота относительно точки максимального (минимального) угла СОЗ.

Модели эталонного симметричного упреждающего разворота КА на борту и в аппаратуре потребителя одинаковы, поэтому угол упреждающего разворота,

вычисленный в аппаратуре потребителя, равен углу разворота, вычисленному на борту и отработанному системой ориентации.

Обмен по навигационному каналу с аппаратурой потребителя в режиме текущего времени невозможен из-за низкой пропускной способности навигационного канала. Поэтому для расчета поправок положения центра масс КА в аппаратуру потребителя должны заблаговременно засылаться исходные данные для проведения расчета упреждающего разворота:

- время начала упреждающего разворота;
- угол рыскания на момент начала упреждающего разворота;
- максимальная угловая скорость разворота КА;
- угловая скорость КА на момент начала упреждающего разворота;
- угловое ускорение КА при проведении разворота;
- время на участке разгона (торможения);
- время разворота с максимальной угловой скоростью.

В связи с тем, что кинематические параметры упреждающего разворота зависят только от угла между плоскостью орбиты и направлением на Солнце, то при одном и том же угле между плоскостью орбиты и направлением на Солнце, реализованном в различное время, параметры упреждающего разворота будут одинаковы, за исключением времени начала и конца упреждающего разворота.

Поэтому для заблаговременного формирования параметров упреждающего разворота осуществляется расчет таблиц зависимостей начальных параметров упреждающего разворота от угла между плоскостью орбиты и направлением на Солнце. Данные таблицы входят в состав программного обеспечения СОС, что позволяет, зная угол  $\alpha$  на время включения упреждающего разворота, практически без затрат времени бортовой цифровой вычислительной машины ресурсами ПО СОС заблаговременно сформировать начальные параметры упреждающего разворота.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Логика работы системы ориентации, описанная в данной статье, является универсальной для всех типов космических аппаратов орбитальной группировки ГЛОНАСС.

Предложенный способ ориентации позволяет уменьшить влияние сил солнечного давления на движение центра масс космического аппарата и погрешность определения фазового центра антенны относительно солнечно-земной системы координат на борту и в аппаратуре потребителя при прохождении особых участков орбиты.

Данный способ ориентации защищен патентом № 2569999 от 05.11.2015 г.

## ЛИТЕРАТУРА

- [Дилснер, 2010] *Дилснер Ф.* Спутник Глонасс-М, модель ориентации по рысканию // *Advances in Space Research.* 2010. Available at <http://www.sciencedirect.com>.
- [Чеботарев, Косенко, 2011] *Чеботарев В.Е., Косенко В.Е.* Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения, учебное пособие; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. - Красноярск, 2011, 488с., С. 119-147.
- [Фатеев и др., 2013] *Фатеев А.В., Емельянов Д.В., Тентилов Ю.А., Овчинников А.В., Лукьяненко М.В.* Алгоритмы определения курсового угла для вычисления фазового центра антенны космического аппарата «ГЛОНАСС» на участках упреждающего разворота // *Вестник СибГАУ.* 2013. № 4 (50). С. 198-202.
- [Фатеев и др., 2014] *Фатеев А.В., Емельянов Д.В., Тентилов Ю.А., Овчинников А.В.* Прохождение особых участков орбиты навигационным космическим аппаратом системы ГЛОНАСС // *Вестник СибГАУ.* 2014. № 4 (56). С. 126-131.
- [Тентилов и др., 2015] *Тентилов Ю.А., Фатеев А.В., Емельянов Д.В., Васильев А.А., Овчинников А.В.* Способ ориентации навигационного спутника. Патент РФ № 2569999, 2015.

## ORIENTATION OF GLONASS SYSTEM NAVIGATION SPACECRAFT WHILE PASSING SPECIFIC SECTIONS OF ORBIT

**A.V. Fateev, Yu.A. Tentilov, A.I. Khokhlov, E.N. Yakimov**

JSC «Academician M.F. Reshetnev «Information Satellite Systems»,  
Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, Russia

The task of navigation spacecraft while passing orbits' specific sections is considered. In particular passing wide and narrow angle the Sun – spacecraft – the Earth. The task of making lead-type turn while passing through wide and narrow angle the Sun – spacecraft – the Earth with regard to minimize the Sun tense force on the spacecraft center of inertia is envisaged. Also is considered the task of minimizing the recognition discrepancy of the phase center evaluation while passing orbits' specific sections in relation to sun-earth coordinates which are downloaded in spaceborne computer and customers' equipment. Developed the model of lead-type turn making that is accomplished in terms of algorithms which are downloaded in spaceborne computer and customers' equipment. The algorithm which is downloaded in spaceborn computer allows to trace the reference value of azimuth on the whole path of lead-type turn using alignment sensing apparatus and effectors. The algorithm which is downloaded in customers' equipment calculates the reference value of azimuth on the whole path of lead-type turn based on parameters received from the spacecraft.

*Keywords:* anticipatory turn, large-angle sun – spacecraft – the Earth, the Sun small angles – spacecraft – Earth orbit special areas, the GLONASS system.

---

**Fateev** Alexey Vladimirovich – engineer of the second category, Rayne@iss-reshetnev.ru

**Tentilov** Yuri Alexandrovich – leading engineer-designer, Hohlov@iss-reshetnev.ru

**Khokhlov** Anton Igorevich – engineer of the second category, Hohlov@iss-reshetnev.ru

**Yakimov** Evgeniy Nikolaevich – main designer, Hohlov@iss-reshetnev.ru

# ОРИЕНТАЦИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА В РЕЖИМЕ ПРОВЕДЕНИЯ КОРРЕКЦИИ ОРБИТЫ

**А.И. Хохлов, Ю.А. Тентилов, А.В. Фатеев, Е.Н. Якимов**

АО «Информационные спутниковые системы» (ИСС)  
имени академика М.Ф. Решетнева», Железногорск, Красноярского края, Россия

Рассматривается ориентация космического аппарата (КА) на высокоэллиптической орбите, а именно ориентация КА в режиме проведения коррекции (РПК). Коррекция осуществляется путем совмещения первой оси КА с вектором линейной скорости. Рассматривается вопрос ориентации солнечных батарей на Солнце на всем временном интервале проведения режима коррекции орбиты, а также минимизация погрешности ориентации панелей солнечных батарей на Солнце на особых участках орбиты при прохождении больших и малых углов Солнце – космический аппарат – вектор линейной скорости КА. Разработана модель ориентации космического аппарата при проведении коррекции, учитывающая конструкционную особенность установки двигателя коррекции на КА и прохождение космическим аппаратом особых точек на перигейном участке орбиты. Рассматриваемая ориентация может использоваться для космических аппаратов типа «Молния» и «Тундра», работающих на высокоэллиптических орбитах.

*Ключевые слова:* упреждающий разворот, способ ориентации, космический аппарат, двигатель коррекции, режим проведения коррекции орбиты, ориентация на Солнце.

## ВВЕДЕНИЕ

Космические аппараты (КА) на высокоэллиптической орбите, например, «Молния», двигаются с высокой угловой скоростью в перигее, а затем сильно замедляются в апогее. Когда космический аппарат находится близко от апогея, его орбита становится квазигеостационарной. В течение нескольких часов сигнал с него можно принимать на антенну без использования поворотного устройства. Недостатком использования высокоэллиптической орбиты является необходимость иметь по крайней мере три КА для обеспечения непрерывной связи. Каждый аппарат должен занимать заданное место относительно других КА на орбите, поэтому для постановки КА в заданную точку необходимо проведение коррекции орбиты. Для реализации данной задачи в составе КА имеется реактивный двигатель коррекции. В зависимости от способа ориентации КА и установки двигателя коррекции формируются алгоритмы управления в режиме ориентации при проведении коррекции.

## 1. КОНСТРУКЦИОННЫЕ ОСОБЕННОСТИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА И ЕГО ОРИЕНТАЦИЯ

Ориентация космического аппарата на высокоэллиптической орбите при работе КА по целевому назначению осуществляется в солнечно-земной системе координат, включающей ориентацию первой оси космического аппарата на Землю путем разворотов относительно второй и третьей осей КА, ориентацию панелей солнечных батарей (СБ) на Солнце разворотом космического аппарата вокруг первой оси до совмещения второй оси КА с плоскостью Солнце – космический аппарат (объект) – Земля (СОЗ) и разворот панелей СБ вокруг оси, параллельной третьей оси КА, до совмещения нормали к поверхности солнечных батарей с направлением на Солнце [Суховольская Ю.П. Космические вехи: сборник научных трудов, посвя-

---

**Хохлов** Антон Игоревич – инженер 2-й категории, Hohlov@iss-reshetnev.ru  
**Тентилов** Юрий Александрович – ведущий инженер-конструктор, Hohlov@iss-reshetnev.ru  
**Фатеев** Алексей Владимирович – инженер 2-й категории, Rayne@iss-reshetnev.ru  
**Якимов** Евгений Николаевич – главный конструктор, Hohlov@iss-reshetnev.ru

щенный 50-летию создания АО «ИСС» имени академика М.Ф. Решетнёва. Красноярск. 2009. С. 132].

Ориентация КА в режиме проведения коррекции орбиты (РПК) включает ориентацию одной из осей КА (по которой установлена тяга двигателя коррекции) по вектору линейной скорости.

Размещение тяги двигателя коррекции в первую очередь зависит от конструктивных особенностей КА. На сегодняшний день широко распространена установка двигателя коррекции таким образом, чтобы вектор тяги двигателя коррекции был направлен по второй оси КА (оси ОУ). При этом в режиме ориентации при проведении коррекции орбиты осуществляется совмещение второй оси КА с направлением линейной скорости КА и её удержание при сохранении ориентации первой оси на Землю. Такое размещение двигателя коррекции и его тяги обусловлено необходимостью ориентации первой оси (оси ОХ) на Землю, однако при этом ориентация панелей солнечных батарей на Солнце не сохраняется. Установка двигателя коррекции по второй оси КА удовлетворяет требованиям ориентации на Землю, но для эллиптических орбит вектор линейной скорости КА не перпендикулярен оси ОХ КА, в результате появляется погрешность ориентации оси ОХ на Землю порядка  $27^\circ$ , которая может устраняться смещением КА либо использованием для ориентации астродатчика.

Одной из тенденций современного этапа развития космической техники является использование крупногабаритных конструкций в качестве основного функционального элемента систем различного назначения. Примером таких конструкций могут служить большие отражающие поверхности космического базирования – рефлекторные антенны, космические радиотелескопы, плоские концентраторы и отражатели солнечного излучения, пространственно развитые периферийные элементы, присоединяемые к космическому аппарату (КА) – панели солнечных батарей, фермы для монтажа оборудования.

В результате использования крупногабаритных конструкций в составе КА, при установке двигателя коррекции по второй оси КА, возможны следующие недостатки ориентации КА.

- 1) Происходит взаимодействие струи двигателя коррекции с элементами конструкции КА, такими как панели солнечных батарей и антенн. При больших габаритах антенн и панелей СБ возмущающие моменты от взаимодействия струи двигателя коррекции с конструкциями могут оказаться больше, чем моменты, создаваемые реактивными двигателями, предназначенными для парирования возмущающих моментов.
- 2) При ориентации второй оси по вектору линейной скорости, путем разворота КА вокруг первой оси КА до совмещения второй оси с плоскостью орбиты, ориентация панелей СБ на Солнце не сохраняется.

Выход из сложившейся ситуации может быть следующим.

Обычно более свободной от элементов конструкции является зона со стороны первой оси КА, которая не ориентирована на Землю. При установке двигателя коррекции по первой оси, противоположной от направления на Землю, возмущающие моменты от струи двигателя коррекции либо малы, либо вообще отсутствуют. В результате размещения двигателя коррекции по первой оси, ориентация КА в режиме коррекции реализуется следующим образом: первая ось КА ориентируется по вектору линейной скорости КА, это предоставляет возможность ориентировать панели СБ на Солнце разворотом КА вокруг первой оси до совмещения второй оси КА с плоскостью, проходящей через вектор линейной скорости и направление на Солнце, а разворот СБ вокруг оси, параллельной третьей оси (оси ОZ) КА, обеспечивает совмещение нормали к поверхности СБ с направлением на Солнце.

Таким образом существует потребность ориентации КА, при которой осуществляется:

- ориентация КА в режиме ориентации при проведении коррекции, путем совмещения первой оси КА с вектором линейной скорости;

- ориентация панелей солнечных батарей на Солнце на всем временном интервале проведения РПК.

Предлагаемый способ ориентации КА при проведении коррекции орбиты включает ориентацию первой оси космического аппарата по вектору линейной скорости, путем разворотов относительно второй и третьей осей КА, ориентацию панелей СБ на Солнце путем разворота КА вокруг первой оси до совмещения оси ОХ с плоскостью, проходящей через вектор линейной скорости космического аппарата и направление на Солнце и разворота панелей СБ относительно оси, параллельной третьей оси КА, до совмещения нормали к поверхности СБ с направлением на Солнце.

Реализация предполагаемого способа ориентации при проведении коррекции орбиты КА может проводиться на любых участках высокоэллиптической орбиты. Обычно выдача импульса коррекции проводится в районе перигея, так как на данном участке орбиты импульс тяги, создаваемый двигателем коррекции, является наиболее эффективным в части изменения периода обращения КА, и работа КА по целевому назначению на перигейном участке не проводится. Поэтому ориентация первой оси КА по вектору линейной скорости КА при проведении коррекции не накладывает никаких ограничений на работу КА по целевому назначению.

## 2. МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОВЕДЕНИЯ КОРРЕКЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Для подтверждения работоспособности предлагаемого способа ориентации моделировались процессы проведения коррекции орбиты.

Параметры высокоэллиптической орбиты типа «Молния» следующие:

- аргумент широты перигея  $270^\circ$ ;
- наклонение орбиты  $63^\circ$ ;
- радиусы орбиты в апогее ( $R_A$ ) 46 370 км;
- радиусы орбиты в перигее ( $R_P$ ) 7 020 км.

Начальные условия при моделировании:

- угол между направлением на Солнце и плоскостью орбиты равен  $0^\circ$ ;
- угол между проекцией направления на Солнце на плоскость орбиты и радиус-вектором из центра Земли в точку перигея равен  $90^\circ$ ;
- истинная аномалия (E)  $223^\circ$ .

Для исключения влияния работы реактивных двигателей ориентации на величину импульса коррекции управление ориентацией в режиме коррекции осуществляется с использованием управляющих двигателей-маховиков.

Параметры КА при моделировании принимались следующими:

- моменты инерции КА:  $J_x = 50\,000 \text{ кг}\cdot\text{м}^2$ ,  $J_y = 35\,000 \text{ кг}\cdot\text{м}^2$ ,  $J_z = 40\,000 \text{ кг}\cdot\text{м}^2$ ;
- моменты двигателя ориентации (ДО):  $M_x^{DO} = 1,85 \text{ Н}\cdot\text{м}$ ,  $M_y^{DO} = 1,1 \text{ Н}\cdot\text{м}$ ,  $M_z^{DO} = 1,1 \text{ Н}\cdot\text{м}$ ;
- коэффициенты усиления:  $K_{ix} = 21 \text{ Н}\cdot\text{м}/\text{рад}$ ,  $K_{iy} = 20 \text{ Н}\cdot\text{м}/\text{рад}$ ,  $K_{iz} = 20 \text{ Н}\cdot\text{м}/\text{рад}$ ;
- коэффициенты демпфирования:  $K_{2x} = 850 \text{ Н}\cdot\text{м с}/\text{рад}$ ,  $K_{2y} = 800 \text{ Н}\cdot\text{м с}/\text{рад}$ ,  $K_{2z} = 800 \text{ Н}\cdot\text{м}\cdot\text{с}/\text{рад}$ ;
- возмущающие моменты от работы двигателя коррекции:  $M_{xB} = 0,3 \text{ Н}\cdot\text{м}$ ,  $M_{yB} = 0,64 \text{ Н}\cdot\text{м}$ ,  $M_{zB} = 0,61 \text{ Н}\cdot\text{м}$ ;
- период формирования управляющих воздействий 4 с;
- знак коррекции – отрицательный.

Был выбран трехчасовой вариант проведения режима коррекции: 60 мин на совмещение оси ОХ КА с вектором линейной скорости, 60 мин на выдачу импульса коррекции и 60 мин на восстановление ориентации оси ОХ на Землю. РПК включается за 90 мин до прохождения точки перигея, выключение РПК происходит через 30 мин после ее прохождения. Середина интервала на выдачу импульса коррекции находится в точке перигея. На рис. 1 - 6 представлен трехчасовой вариант моделирования проведения режима коррекции. Ось ОХ – первая ось КА, ОУ – вторая ось КА, ОZ – третья ось КА, О – центр масс космического аппарата.

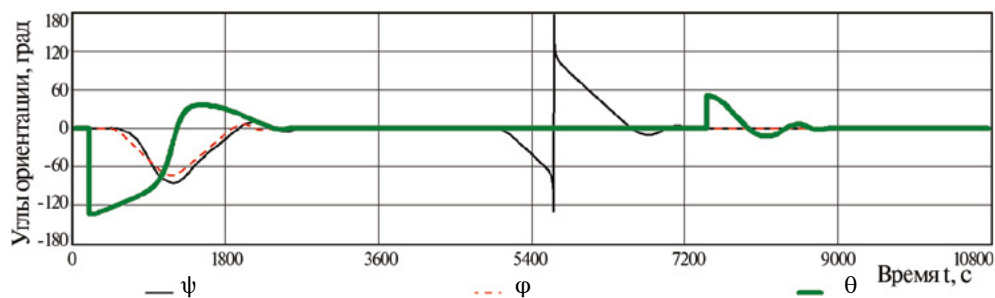


Рис.1. Углы ориентации по каналам ОХ, ОУ и ОZ

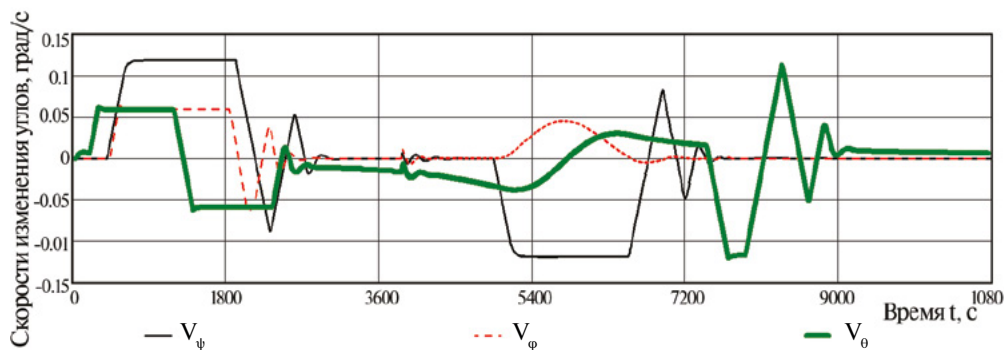


Рис.2. Скорости изменения углов по каналам ОХ, ОУ и ОZ

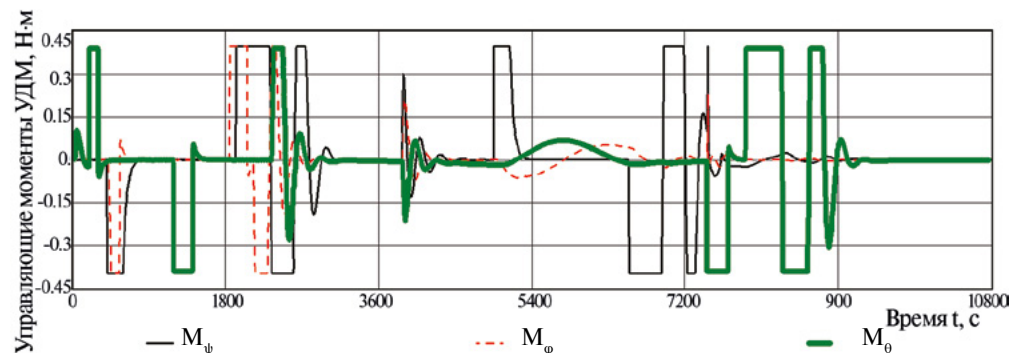


Рис.3. Моменты управляющего двигателя-маховика (УДМ) по каналам ОХ, ОУ и ОZ

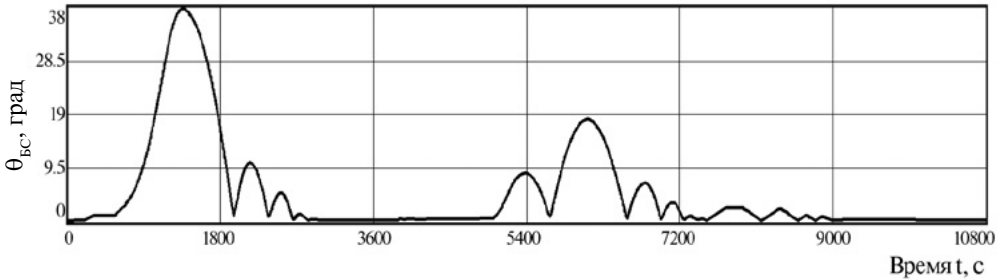


Рис. 4. Угол между нормалью к активной поверхности панелей СБ и направлением на Солнце

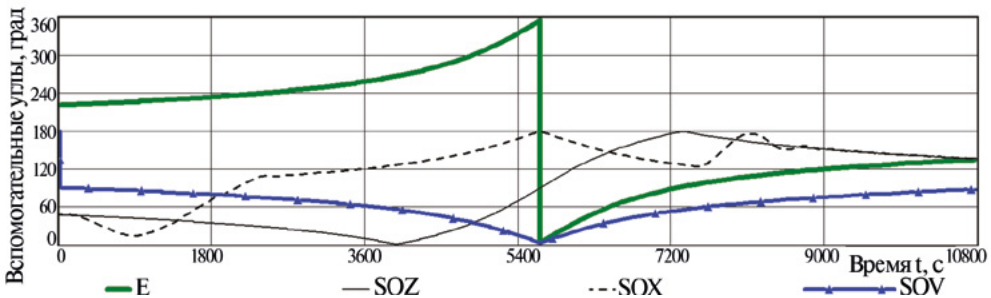


Рис. 5. Вспомогательные углы ориентации КА: E – истинная аномалия, SOZ – угол Солнце – космический аппарат (объект) – Земля (СОЗ), SOX – угол между осью +OX и направлением на Солнце, SOV – угол между вектором линейной скорости и направлением на Солнце

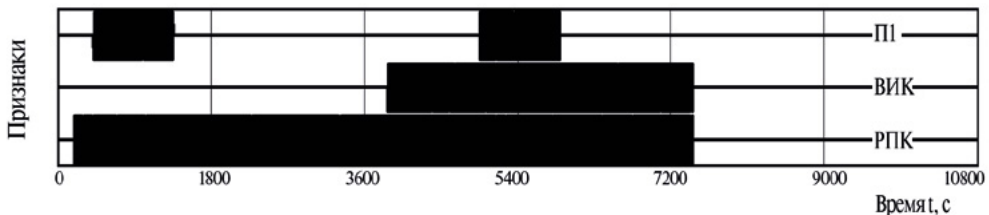


Рис.6. Признаки: П1 – признак упреждающего разворота, ВИК – признак выдачи импульса коррекции орбиты, РПК – признак включения режима проведения коррекции

На рис.1 - 6 в начальный момент времени  $t=0$  с и до  $t=170$  с КА находится в режиме ориентации на Землю, управляющие углы по каналам ориентации вычисляются в солнечно-земной системе координат, угол  $\psi$  показывает отклонение плоскости XOY КА от плоскости СОЗ,  $\phi$  и  $\theta$  – углы отклонения оси OX КА от местной вертикали (направления на Землю).

В момент времени  $t=170$  с включается режим проведения коррекции, выставляется признак РПК, соответственно меняется формирование управляющих углов. Угол  $\psi$  теперь показывает угол между проекцией направления на Солнце на плоскость YOZ и осью OY, а углы  $\phi$  и  $\theta$  - отклонение оси OX КА от направления вектора линейной скорости КА. На момент включения РПК (см. рис.1) угол  $\theta$  составляет  $130^\circ$ , это соответствует углу отклонения оси OX от вектора линейной скорости. Для приведения оси OX к вектору линейной ско-



рости формируются управляющие моменты по каналам ориентации  $M_\psi$ ,  $M_\varphi$ ,  $M_\theta$ . В момент включения РПК и приведения оси ОХ КА к вектору линейной скорости угол SOX стремится к нулю, для удержания плоскости XOY в направлении Солнца, в момент времени  $t=400$  с формируется признак П1, происходит набор поисковой скорости и разворот КА вокруг оси ОХ. Формирование признака П1, а также ограничение поисковых скоростей относительно осей OY и OZ позволяет уменьшить погрешность ориентации панелей СБ на Солнце (параметр  $\theta_{\text{БС}}$ ). Значение  $\theta_{\text{БС}}$  не превышает  $40^\circ$ . Приведение оси ОХ по вектору линейной скорости завершается в момент  $t = 3000$  с.

За 30 мин до прохождения точки перигея формируется признак выдачи импульса коррекции орбиты (ВИК), при моделировании формируются возмущающие моменты от двигателя коррекции. Парирование возмущающих моментов на цикле управления осуществляется реактивными двигателями, по суммарному кинетическому моменту двигателя-маховика и КА по каналу ориентации, превышающему заданное значение, импульс момента разгрузки на цикле управления становится равным импульсу возмущающего момента. Выдача импульса коррекции завершается спустя 30 мин после прохождения точки перигея.

При приближении к точке перигея ( $E=360^\circ$ ) при выбранных параметрах моделирования угол между вектором линейной скорости (оси -ОХ) и направлением на Солнце стремится к нулю. Для уменьшения погрешности ориентации панелей СБ на Солнце до точки перигея формируется признак П1, происходит набор поисковой скорости и разворот КА вокруг оси ОХ. Разворот КА вокруг оси ОХ обеспечивает ориентацию нормали к активной поверхности панелей СБ на Солнце (параметр  $\theta_{\text{БС}}$ ) в пределах  $19^\circ$ .

Отключение режима РПК и включение восстановления ориентации на Землю формируются через 30 мин после прохождения перигейного участка орбиты. Углы  $\varphi$  и  $\theta$  показывают отклонение оси ОХ КА от местной вертикали (направления на Землю). Угол  $\psi$  показывает угол между проекцией направления на Солнце на плоскость YOZ и осью OY.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Логика работы системы ориентации, используемая при моделировании, позволяет осуществить ориентацию КА в режиме ориентации при проведении коррекции, путем совмещения первой оси КА с вектором линейной скорости, и обеспечить ориентацию панелей солнечных батарей на Солнце на всем временном интервале проведения РПК.

Данный способ может использоваться для космических аппаратов типа «Молния» и «Тундра», работающих на высокоэллиптических орбитах.

## ORIENTATION OF SPACECRAFT IN ORBIT CORRECTION MODE

*A.I. Khokhlov, Yu.A. Tentilov, A.V. Fateev, E.N. Yakimov*

JSC «Academician M.F. Reshetnev «Information Satellite Systems», Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, Russia

The orientation of spacecraft on highly elliptical orbit is considered. In particular the spacecraft orientation in orbit correction mode. The correction is made by overlapping the first axis of spacecraft with linear velocity vector. Considered the task of solar batteries sun orientation during whole orbit correction mode realizing. Also is considered the task of minimizing sun orientation discrepancy of solar panels while passing wide and narrow angles the Sun - spacecraft - the Earth of spacecraft linear velocity. Developed spacecraft orientation model making correction that is calculating the construction specialty of correction engine mounting on a spacecraft and special points passage on a perigee section of orbit. The considered orientation may be used by spacecraft functioning on highly elliptical orbits Molniya and Tundra.

*Keywords:* lead-type turn, orientation method, spacecraft, correction mode engine, orbit correction mode, sun orientation.

---

**Khokhlov** Anton Igorevich – engineer of the second category, Hohlov@iss-reshetnev.ru  
**Tentelov** Yuri Alexandrovich – leading engineer-designer, Hohlov@iss-reshetnev.ru  
**Fateev** Alexey Vladimirovich – engineer of the second category, Rayne@iss-reshetnev.ru  
**Yakimov** Evgeniy Nikolaevich – main designer, Hohlov@iss-reshetnev.ru

## ЗВЕЗДНЫЕ КАТАЛОГИ ДЛЯ ПРИКЛАДНЫХ ЗАДАЧ

**А.О. Жуков<sup>1,2,3</sup>, А.И. Захаров<sup>1</sup>, М.Е. Прохоров<sup>1</sup>, В.С. Гедзюн<sup>2</sup>, А.И. Гладышев<sup>2</sup>, Н.И. Шахов<sup>2</sup>, И.С. Амосов<sup>3</sup>, Т.В. Калинин<sup>4</sup>, Ю.Г. Харламов<sup>3</sup>**

<sup>1</sup> Государственный астрономический институт им. П.К.Штернберга Московского государственного университета им. М.В.Ломоносова (ГАИШ), Москва, Россия

<sup>2</sup> Институт астрономии РАН, Москва, Россия

<sup>3</sup> ФГБНУ «Аналитический центр», Москва, Россия

<sup>4</sup> ВКА имени А.Ф.Можайского, Санкт-Петербург, Россия

В статье проведен анализ существующего положения в звездных каталогах и их применение в прикладных задачах. Рассмотрены перспективы развития бортовых звездных каталогов в ближайшем будущем.

*Ключевые слова:* звездная величина, звездный каталог, ориентация космических аппаратов.

### ВВЕДЕНИЕ

Одна из основных задач астрономии — определение характеристик звезд, в том числе положений, собственных движений и лучевых скоростей, звездных величин, спектральной классификации, кривых изменения блеска (у переменных звезд) и т.п. Эти характеристики используются как в научных исследованиях (изучение строения и развития звезд и звездных систем), так и при решении прикладных задач:

- ориентации космических аппаратов (КА), в том числе при измерении угловых координат космических объектов (КО) оптическими (оптоэлектронными) средствами наземного и космического базирования;
- высокоточной идентификации КО;
- автономной навигации КА;
- навигации и ориентации в мореплавании и авиации [Бирюков и др., 2013];
- геодезии;
- вычисления эфемерид важнейших объектов и составления астрономических ежегодников.

Результаты определений характеристик звезд публикуются в виде упорядоченных списков, которые называются звездными каталогами (ЗК). В зависимости от содержания каталога и принципа выбора включенных в него объектов различают астрономические каталоги: обзоры неба, каталоги переменных звезд, ярких звезд и т.п. [Жуков и др., 2015a,b]

Основными прикладными задачами, в которых используются звездные каталоги, являются:

- звёздная ориентация — бортовые каталоги для звёздных датчиков (ЗД);
- распознавание КА по «цвету» отраженного излучения — «фотометрические паспорта спутников»;

---

**Жуков** Александр Олегович — старший научный сотрудник, д.т.н., доцент, профессор, aozhukov@mail.ru

**Захаров** Андрей Игоревич — научный сотрудник, zakh@sai.msu.ru

**Прохоров** Михаил Евгеньевич — зав. лабораторией, д.ф.-м.н., доцент, mike.prokhorov@gmail.com

**Гедзюн** Виктор Станиславович — аспирант, victorgedzyun@mail.ru

**Гладышев** Анатолий Иванович — научный сотрудник, tolya\_gladyshev@mail.ru

**Шахов** Николай Иванович — научный сотрудник, shahoffnik@mail.ru

**Амосов** Иван Сергеевич — научный сотрудник, iva-amosov@yandex.ru

**Калинин** Тимур Валерьевич — доцент, к.т.н., профессор, timurkalinin@yandex.ru

**Харламов** Юрий Геннадьевич — аспирант, harlamov987@mail.ru

- обзоры неба – данные, накопленные в астрономических каталогах, решают фундаментальные задачи астрофизики, звездной астрономии, космологии и геодезии.

Звезды характеризуются координатной (астрометрической) и некоординатной (фотометрической, спектральной) информацией.

Координатная (астрометрическая) информация имеет следующие параметры:

- координаты  $\alpha, \delta$ ;
- собственные движения  $\mu_\alpha, \mu_\delta$  (угловые скорости);
- угловые ускорения  $(d^2\alpha)/dt^2$  и  $(d^2\delta)/dt^2$ ;
- параллаксы  $\pi$  (расстояние до звезды:  $\pi=1/r$ );
- лучевые скорости  $v_r=dr/dt$ .

Некоординатная (фотометрическая) информация имеет следующие параметры:

- относительные облученности на Земле, создаваемые КО, в разных диапазонах длин волн (измеряются в звездных величинах, обозначаются – «m»);
- типичные полосы: *U, W* – УФ; *B* – синий; *V* – визуальный (желто-зеленый); *R* – красный; *I, J, H, K* – близкий ИК; *L, M, N, O, P, Q* – средний ИК-диапазон.

В качестве примера рассмотрим применение звездных каталогов в оптико-электронных приборах космического базирования (звездные датчики [Захаров и др., 2013], целевая аппаратура и т.п.)

Требования к каталогу ЗД приведены в табл.1.

**Таблица 1.** Требования к звездному каталогу для звездных датчиков

Параметр	Современный звездный каталог	Перспективный звездный каталог
Количество звезд в звездном каталоге	2–5 тыс. звезд (5–7 звезд в широком поле зрения)	50–500 тыс. звезд (~15 звезд в узком поле зрения)
Звездная величина	до 5 <sup>m</sup> ... 7 <sup>m</sup>	до 9 <sup>m</sup> ... 12 <sup>m</sup>
Точность координат	0,5...5 угл.с	0,02...0,1 угл.с
Время жизни	10 – 15 лет	до 50 лет

Ключевые факторы принятия решения при выборе ЗК или при формулировании технического задания на ЗК, упорядоченные по степени важности, показаны в табл.2.

**Таблица 2.** Ключевые факторы принятия решения при выборе бортового звездного каталога для звездного датчика

Важность фактора	Средние, большие и малые спутники (масса более 100 кг)	Микроспутники (масса от 10 до 100 кг)	Наноспутники (масса менее 10 кг)
1	Надежность	Масса и габариты	Масса и габариты
2	Точность	Точность	Энергопотребление
3	Быстродействие	Надежность	Цена
4	Энергопотребление	Энергопотребление	Надежность
5	Масса и габариты	Цена	Точность
6	Цена	Быстродействие	Быстродействие

Из данных табл. 2 видно, что массогабаритные характеристики, энергопотребление и цена являются наиболее важными факторами на рынке микро- и наноспутников для принятия решения при выборе ЗК для ЗД, что отличает этот рынок от рынка ЗК для ЗД для классических средних и больших спутников, где главным фактором является надежность.

## 1. АНАЛИЗ СУЩЕСТВУЮЩЕГО ПОЛОЖЕНИЯ В ЗВЕЗДНЫХ КАТАЛОГАХ

### 1.1. СПЕКТРАЛЬНЫЕ ДИАПАЗОНЫ

Спектральные диапазоны подразделяются на [Жуков и др., 2016]:

- видимый, именно в нем сегодня проводятся как наземные, так и космические измерения для прикладных задач;
- ИК-диапазон, он перспективнее видимого, поскольку позволяет видеть объекты, неосвещенные Солнцем (за счет их собственного теплового излучения); однако на Земле в этом диапазоне меньшая прозрачность атмосферы (только в окнах прозрачности), зато мешающее влияние облачности уменьшается; далекий ИК-диапазон более 20 мкм, по-видимому, не представляет интереса для прикладных задач (звезды в этих диапазонах практически не излучают, а достаточно яркие наземные и околоземные тела в этом диапазоне не встречаются);
- УФ-диапазон (перспективная солнечнослепая область — длина волны менее 200 нм), может использоваться только для космического сегмента; слабое излучение Солнца и Земли в этом спектральном диапазоне позволяет расширить применение оптических средств в областях неба, близких к Земле и Солнцу.

### 1.2. АСТРОМЕТРИЧЕСКИЕ И ФОТОМЕТРИЧЕСКИЕ КАТАЛОГИ

Главная информация астрометрических каталогов — это положения, собственные движения и параллакс звезд. Фотометрическая информация в этих каталогах, как правило, носит справочный характер.

Главная информация астрофизических (в том числе фотометрических) каталогов — потоки излучения в различных спектральных полосах и лучевые скорости звезд — известны только для самых близких звезд, но ситуация может измениться после завершения обзора Gaia [Gaia Collaboration, 2016a]. Приводимая ниже информация о положениях звезд носит справочный характер.

Рассмотрим существующие современные астрометрические и фотометрические каталоги, которые можно использовать для создания ЗК космического базирования.

Современные астрометрические звездные каталоги:

- 1) Hipparcos (1989-93) — 118 тыс. звезд, до 9<sup>m</sup>, 0,001 угл.с;
- 2) Tycho (1989-93) — 700 тыс. звезд, до 9<sup>m</sup>, 0,003 угл.с;
- 3) Tycho-2 (1989-93) — 2,7 млн звезд, до 12<sup>m</sup>, 0,008 угл.с;
- 4) UCAC-4 (2013) — 113 млн звезд, 8...16<sup>m</sup>, 0,02 угл.с;
- 5) FK5 — компилятивный каталог координат ярких звезд — около 3500 звезд, ярче 7<sup>m</sup>, 0,01...0,03 угл.с;
- 6) остальные каталоги — 0,1 угл.с.

Полных каталогов двойных и переменных звезд до 14<sup>m</sup>...15<sup>m</sup> нет.

Современные фотометрические звездные каталоги:

- 1) высокоточный двухполосный (BV) каталог всего неба Tycho-2, содержит 2,5 млн звезд в полосах BV до 12<sup>m</sup> с точностью 0,01<sup>m</sup>;
- 2) высокоточный многополосный (WBVR) каталог — 13,5 тыс. звезд северного полушария в полосах WBVR от самых ярких до 9<sup>m</sup> с точностью 0,003<sup>m</sup>;

- 3) пятицветный обзор вокруг северного Галактического полюса неба SDSS – 1 млрд слабых звезд от 17 до 23<sup>m</sup> с точностью 0,02<sup>m</sup>;
- 4) каталог Кузинса – 15 тыс. звезд в полосах VRI до 9<sup>m</sup> с точностью 0,01<sup>m</sup>;
- 5) инфракрасный трехполосный (ЖНК) каталог 2MASS – 500 млн звезд от самых ярких до 17<sup>m</sup> с точностью 0,02<sup>m</sup>.

У остальных каталогов:

- 1 полоса (UCAC-4);
- точность фотографической фотометрии ~0,1<sup>m</sup> (USNO A2.0, USNO B1.0).

Нет фотометрических каталогов звезд средней светимости.

Важно отметить, что на сегодняшний день не существует точных многополосных фотометрических каталогов, необходимых для создания ЗК в интервале от 7...9 до 15...17<sup>m</sup>, а также астрометрических каталогов с точностью лучше 0,01 угл.с в интервале 12...15<sup>m</sup>.

### 1.3. ТОЧНОСТЬ КАТАЛОГОВ ДЛЯ ПРИКЛАДНЫХ ЗАДАЧ (КООРДИНАТНАЯ И НЕКООРДИНАТНАЯ ИНФОРМАЦИЯ)

Текущая астрометрическая точность звездных каталогов зависит от времени жизни каталога. В качестве примера рассмотрим каталог Tycho-2.

- 1) Tycho-2 содержит 2,7 млн звезд со средней погрешностью 0,008 угл.с;
- 2) погрешность относится к эпохе измерения (1989–1993);
- 3) собственные движения измерены со средней погрешностью  $\Delta\mu_{\alpha,\delta} = 0,0036$  угл.с/год  
 $\Delta\alpha(t) = \Delta\alpha_0 + \Delta\mu_{\alpha}(t-t_0) + \dots$ ,  
 $\Delta\delta(t) = \Delta\delta_0 + \Delta\mu_{\delta}(t-t_0) + \dots$ ;
- 4) погрешность Tycho-2 сегодня (через 25 лет) ~0,1 угл.с, к 2040 г. – возрастет до 0,2 угл.с.

## 2. ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ В БЛИЖАЙШЕМ БУДУЩЕМ

### 2.1. НАЗЕМНЫЕ ИЗМЕРЕНИЯ В ИК-ДИАПАЗОНЕ

В ближней ИК-области (до 2 мкм) существуют наземные каталоги до 16...17<sup>m</sup> с удовлетворительной фотометрией и сносной координатной информацией (2MASS и DENIS). К сожалению, координатная информация, как правило, не содержит собственных движений звезд, что приводит к ухудшению информации с течением времени. В среднем ИК-диапазоне сегодня есть фотометрический каталог WISE в четырех спектральных полосах от 3,4 до 22 мкм, охватывающий все небо (563 921 584 объектов).

Проблема привязки координатной информации к фотометрической заключается в сложности отождествления звезд в традиционных *BVR*-полосах и ИК-спектральных диапазонах. Вероятно, эта проблема будет решена в ближайшем будущем при появлении многоспектральных обзоров неба (космические эксперименты (КЭ) Gaia, «Лири-Б», «Свеча»).

### 2.2. ИЗМЕРЕНИЯ В КОСМОСЕ В ВИДИМОМ СПЕКТРАЛЬНОМ ДИАПАЗОНЕ

В видимой области для ярких звезд (до 7...9<sup>m</sup>) имеются обширные, но не всегда полные звездные астрономические каталоги с хорошей фотометрической и координатной информацией (наиболее полные, точные и однородные из них космические обзоры Tycho, Hipparcos). Для более тусклых звезд имеющиеся сегодня астрономические каталоги либо не покрывают всего неба (даже половину), либо имеют низкие точности, как фотометрическую, так и координатную [Жуков и др., 2013].

### 2.3. УФ-ИЗМЕРЕНИЯ В КОСМОСЕ

Поскольку наземные наблюдения в солнечнослепом УФ невозможны, то реальные результаты сегодня только начали получаться. Астрономические каталоги (например, миссия GALEX, проведен обзор всего неба в полосах 153,86 и 231,57 нм для 65 266 291 объектов), полученные сегодня, плохо откалиброваны, плохо отождествляются с объектами видимого диапазона и, следовательно, имеют низкую надежность.

### 2.4. ВЫСОКОТОЧНЫЕ ФОТОМЕТРИЧЕСКИЕ И КООРДИНАТНЫЕ ИЗМЕРЕНИЯ В КОСМОСЕ

- 1) Космический эксперимент Gaia (с 2015 г., окончание 2025 г.) – астрометрия и двухполосная фотометрия – должен измерить [Gaia Collaboration, 2016b]:
  - 1 млрд звезд до 20<sup>m</sup>, с координатной точностью до 0,001 угл.с;
  - 1 млн звезд до 12<sup>m</sup>, с координатной точностью до 0,00001 угл.с.

Этот эксперимент позволит измерить положение звезд 5...12<sup>m</sup> с точностью до десятков микросекунд дуги или лучше. Для самых слабых звезд (13–20 видимой звездной величины) точность будет ниже – 1 мс дуги. Чтобы достичь такой точности телескоп будет возвращаться к уже отснятым звездам и за пять лет пронаблюдает каждую из них до 70 раз. Помимо этого, будут измерены собственные движения звезд и каталогизирован их блеск – от синего диапазона до ближнего инфракрасного.

Все это позволит астрономам создать трехмерную карту Млечного Пути и измерить кинематику звездного населения.

- 2) Космический эксперимент «Лира-Б» (на МКС с 2020 г.) – все звезды от 7...8<sup>m</sup> до 16...17<sup>m</sup> (примерно 300 млн звезд) с точностью 0,001...0,01<sup>m</sup> в 10 полосах от УФ (4 полосы 0,2; 0,22; 0,27; 0,35 мкм) до ближнего ИК (4 полосы 0,7, 0,9; 1; 1,05 мкм) и 2 полосы в видимом диапазоне: В (0,4 мкм), V (0,55 мкм), а также в широкой полосе 0,35...0,9 мкм.
- 3) Космический эксперимент «Свеча», результатами этого эксперимента будут:
  - создание высокоточного каталога положений, собственных движений и параллаксов звезд до 15<sup>m</sup> звездной величины (ожидаемая точность положений – 0,025 мс дуги);
  - построение трехмерной карты Млечного Пути;
  - создание высокоточного фотометрического каталога в 10–16 спектральных полосах, расположенных в диапазоне от 0,2 до 4 мкм для объектов на всей небесной сфере до 15<sup>m</sup> (ожидаемая точность – 0,001...0,003<sup>m</sup>);
  - создание многоцветного фотометрического атласа неба, включающего точечные и протяженные объекты до 21...23<sup>m</sup>;
  - создание каталога объектов с переменным блеском, в том числе получение (по возможности) кривых блеска в различных спектральных полосах для периодических и квазипериодических переменных звезд;
  - получение карты распределения поглощающей материи (пыли) в Галактике и изучение свойств этой материи;
  - фотометрическая калибровка в спектральном диапазоне 0,2...4,0 мкм наземных и космических фотометрических систем;
  - получение распределения энергии низкого разрешения (5...20 Å) в спектрах ярких (ярче 12<sup>m</sup>) звезд;
  - создание каталога спектрофотометрических звезд-стандартов до 12...17<sup>m</sup> в широком спектральном диапазоне;
  - наблюдение и получение высокоточных орбит малых тел Солнечной системы, их фотометрия, определение лучевых скоростей.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Как видно из перечисленного, точных многополосных фотометрических каталогов, необходимых для создания бортового звёздного каталога в интервале до  $9...16^m$ , а также астрометрических каталогов с точностью лучше  $0,01$  угл.с в интервале  $12...15^m$  на сегодняшний день не существует. Необходима работа по их созданию. Десятиполосный фотометрический каталог с требуемыми характеристиками предполагается получить в планируемом ГАИШ МГУ и ОАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королева» космическом эксперименте «Лира-Б», а астрометрические данные очень высокой точности могут быть получены в Европейском космическом эксперименте Gaia.

## ЛИТЕРАТУРА

- [Бирюков и др., 2013] *Бирюков А. В., Захаров А. И., Никифоров М. Г., Николаев Ф. Н., Прохоров М. Е., Тучин М. С.* Навигационный звёздный каталог минимального объёма, привязанный к квазиравномерной сетке на небесной сфере // 3-я Всероссийская научно-техническая конференция «Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов»: Сб. тр. 10-13 сент. 2012 г. Россия, Таруса / Под ред. Г.А.Аванесова. М.: ИКИ РАН. 2013. С. 230–242.
- [Жуков и др., 2016] *Жуков А.О., Захаров А.И., Прохоров М.Е., Шахов Н.И., Гедзюн В.С., Гладышев А.И., Тучин М.С., Мошкалева В.Г., Крусанова Н.Л.* Моделирование фоновой обстановки околоземного космического пространства // 3-я Всероссийская научно-техническая конференция молодых конструкторов и инженеров «Минцевские чтения», посвященная 70-летию Радиотехнического института имени академика А.Л. Минца и 70-летию ФИЗТЕХА; Сб. тр., М, изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016. С. 160-168.
- [Жуков и др., 2015а] *Жуков А.О., Захаров А.И., Прохоров М.Е., Шахов Н.И., Гедзюн В.С., Гладышев А.И.* Моделирование фона неба в широком спектральном диапазоне в околоземном космическом пространстве // 2-я Всероссийская научно-техническая конференция молодых конструкторов и инженеров «Минцевские чтения», посвященная 120-летию со дня рождения академика А.Л. Минца и 60-летию аспирантуры Радиотехнического института; Сб. тр., М, изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2015. С. 222-233.
- [Жуков и др., 2015б] *Жуков А.О., Захаров А.И., Прохоров М.Е., Мошкалева В.Г., Шахов Н.И., Зиновьев И.А.* Моделирование фона неба в широком спектральном диапазоне в околоземном космическом пространстве // 4-я Всероссийская научно-техническая конференция «Современные проблемы определения ориентации и навигации космических аппаратов»: Сб. тр. 8-11 сент. 2014 г. Россия, Таруса / Под ред. Г.А.Аванесова. М.: ИКИ РАН. 2015. С. 235–245.
- [Жуков и др., 2013] *Жуков А.О., Захаров А.И., Николаев Ф.Н., Прохоров М.Е., Тучин М.С., Шахов Н.И.* Метод проведения обзора и вариант построения космической системы для мониторинга космических объектов на околоземных орбитах // Экологический вестник научных центров Черноморского экономического сотрудничества. 2013. Т.3. № 4. С. 71-75.
- [Захаров и др., 2013] *Захаров А. И., Прохоров М. Е., Тучин М. С., Жуков А. О.* Минимальные технические характеристики звездного датчика ориентации, необходимые для достижения заданной погрешности // Астрофизический бюллетень. 2013. Т. 68. № 4. С. 507–520.
- [Gaia Collaboration, 2016a] *Gaia Collaboration.* The Gaia mission // *Astronomy and Astrophysics.* 2016. V. 595. Id. A1. 36 pp.
- [Gaia Collaboration, 2016b] *Gaia Collaboration.* Gaia Data Release 1. Summary of the astrometric, photometric, and survey properties // *Astronomy and Astrophysics.* 2016. V. 595. Id. A2. 23 pp.



**STAR CATALOGS FOR APPLICATIONS**

**A.O. Zhukov<sup>1,2,3</sup>, A.I. Zakharov<sup>1</sup>, M.E. Prokhorov<sup>1</sup>, V.S. Gedzyun<sup>2</sup>, A.I. Gladyshev<sup>2</sup>, N.I. Shakhov<sup>2</sup>, I.S. Amosov<sup>3</sup>, T.V. Kalinin<sup>4</sup>, Yu.G. Kharlamov<sup>3</sup>**

<sup>1</sup> Sternberg Astronomical Institute of Lomonosov Moscow State University, (SAI MSU), Moscow, Russia

<sup>2</sup> Institute of astronomy of the Russian Academy of Sciences, Moscow, Russia

<sup>3</sup> FGBSI «Expert-analytical center», Moscow, Russia

<sup>4</sup> MSA named after A. F. Mozhaisky, St.Petersburg, Russia

The author analyzes the current status of the problems of modern star catalogs, are the requirements for the accuracy of the directory for applications. We describe the development prospects of star catalogs for applications.

*Keywords:* astronomical spectral bands, catalogs of stars, near-Earth space, the spectral band of the device, the sky background.

---

**Zhukov** Aleksandr Olegovich – senior scientist, PhD; leading researcher; professor aozhukov@mail.ru

**Zakharov** Andrey Igorevich – research scientist, zakh@sai.msu.ru

**Prokhorov** Mikhail Evgenievich – head of laboratory, doctor, mike.prokhorov@gmail.com

**Gedzyun** Victor Stanislavovich – graduate student, victorgedzyun@mail.ru

**Gladyshev** Anatoliy Ivanovich – associate research, tolya\_gladyshev@mail.ru

**Shakhov** Nikolay Ivanovich – associate research, shahoffnik@mail.ru

**Amosov** Ivan Sergeevich – associate research, iva-amosov@yandex.ru

**Kalinin** Timur Valeryevich – associate Professor, PhD, Professor, timurkalinin@yandex.ru

**Kharlamov** Yuriy Gennad'evich – graduate student, harlamov987@mail.ru

# РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ ФОТОСЕНСОРОВ CMV20000 НА СТОЙКОСТЬ К ВОЗДЕЙСТВИЮ ИОНИЗИРУЮЩИХ ИЗЛУЧЕНИЙ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА

*А.А. Кобелева, Я.Д. Эльяшев, Р.В. Бессонов, М.И. Куделин, Г.А. Аванесов, А.А. Форш*

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

Работа посвящена результатам испытаний КМОП-матрицы CMV20000 на стойкость к воздействию дозовых нагрузок по ионизационным и структурным эффектам, тяжелых заряженных частиц по одиночным эффектам сбоев и отказов, а также протонов с энергией 1 ГэВ. Описываются эффекты, наблюдаемые при воздействии ионизирующих излучений, и методы их парирования в приборах звездной ориентации. Представлены подтвержденные уровни стойкости КМОП-матрицы CMV20000.

*Ключевые слова:* КМОП-матрица, испытания, стойкость, дозовые нагрузки, гамма-излучение, нейтроны, ионы, протоны, структурные эффекты, одиночные радиационные эффекты, тиристорный эффект, одиночный сбой.

## ВВЕДЕНИЕ

В оптико-физическом отделе ИКИ РАН ведется разработка высокоточного звездного датчика БОКЗ-ВТ, в состав которого входит оптическая головка ОГ-ВТ. В качестве фотоприемного устройства в ОГ-ВТ используется 20-мегапиксельная КМОП-матрица (фотосенсор) CMV20000 видимого диапазона, формата 5120x3840 пикселей.

Одним из требований, предъявляемых к фотосенсорам, используемым на борту КА, является стойкость к воздействию ионизирующего излучения космического пространства (ИИ КП). В околоземном пространстве к ИИ КП относятся электроны и протоны естественных радиационных поясов Земли (ЕРПЗ), а также протоны и тяжелые заряженные частицы (ТЗЧ) космических лучей. Наблюдаемые вследствие воздействия ИИ КП дозовые и одиночные радиационные эффекты могут привести к параметрическому, функциональному или катастрофическому отказу.

Фотосенсор CMV20000 не сертифицирован производителем по радиационной стойкости.

Требования по стойкости CMV20000 рассчитаны исходя из требований к прибору БОКЗ-ВТ для четырех орбит: геостационарной (ГСО), высокоэллиптической (ВЭО), круговой 20 000 и 1000 км. Требования по стойкости к дозовым нагрузкам заданы в виде поглощенной дозы, а требования по стойкости к эффектам смещения – в виде эквивалентного флюенса протонов с энергией 10 МэВ. Конструкция прибора БОКЗ-ВТ обеспечивает минимальную массовую толщину защиты 3 г/см<sup>2</sup>. Расчётные уровни воздействия ИИ КП для заданных орбит с указанием срока активной службы приведены в табл. 1.

ИКИ РАН совместно с АО «ЭНПО СПЭЛС» провел определительные испытания по стойкости к воздействию ионизирующих излучений КМОП-матрицы CMV20000 производства CMOSIS (Бельгия) в рамках ОКР «Астродатчик».

КМОП-матрицы CMV20000 прошли испытания на стойкость к дозовым нагрузкам (по ионизационным эффектам), к эффектам смещения, к воздействию ТЗЧ и высокоэнергетичных протонов (ВЭП) по одиночным эффектам сбоев и отказов. Уровни воздействий приведены в табл. 2.

---

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

**Эльяшев** Яков Дмитриевич - м.н.с., eluashev-jak@yandex.ru

**Бессонов** Роман Валерьевич - заведующий отделом, к.т.н., besson777@rambler.ru

**Куделин** Михаил Иванович - главный конструктор проекта, mkudelin@nserv.iki.rssi.ru

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

**Форш** Анатолий Анатольевич - ведущий научный сотрудник, к.ф.-м.н.

**Таблица 1.** Расчётные уровни воздействия на КМОП-матрицу CMV20000 в составе прибора БОКЗ-ВТ за массовой защитой 3 г/см<sup>2</sup>

Орбита	Срок активной службы, лет	Поглощенная доза, крад	Эквивалентный флюенс протонов с энергией 10 МэВ по эффектам смещения, 10 <sup>9</sup> протон/см <sup>2</sup>
ГСО	18	6,34	6,14
ВЭО	12	21,6	32,6
Круговая орбита 20 000 км	12	9,24	4,1
Круговая орбита 1000 км	10	15,2	26,4

Протоны ЕРПЗ, солнечных космических лучей (СКЛ) и галактических космических лучей (ГКЛ) вносят одновременно дозу ионизационных и структурных повреждений. Современная система прогнозирования и оценки радиационной стойкости микросхем базируется на основном принципе, состоящем в переходе от моделирования характеристик ионизирующего излучения к моделированию характеристик эффектов, вызванных ими в микросхемах.

Так как требования по стойкости заданы отдельно для ионизационных дозовых эффектов и эффектов смещения, проводились два типа испытаний.

Гамма-кванты практически не вносят дозу структурных повреждений, что позволяет моделировать ионизационные дозовые эффекты. Поэтому испытания на стойкость к дозовым нагрузкам по ионизационным эффектам проводились на ускорителе электронов У31/33, тип воздействия – тормозное гамма-излучение.

Нейтроны, в свою очередь, преимущественно вызывают структурные повреждения. Поэтому испытания на стойкость к эффектам смещения проводились на моделирующей установке №40 ФГУП «НИИП», тип воздействия – нейтроны ядерной установки.

**Таблица 2.** Уровни воздействия ионизирующих излучений по результатам опроса детекторов

Образец КМОП-матрицы	Поглощенная доза, крад	Флюенс нейтронов, нейтрон/см <sup>2</sup>	Флюенс протонов с энергией 1ГэВ, протон/см <sup>2</sup>	Линейные потери энергии(ЛПЭ), МэВ·см <sup>2</sup> /мг
М1-г	170	-	-	-
М2-г	140	-	-	-
М3-н	-	6·10 <sup>10</sup>	-	-
М4-н	-	6·10 <sup>11</sup>	-	-
М5-п/и	-	-	3·10 <sup>10</sup>	5,5; 18; 45; 64
М6-п/и	-	-	3·10 <sup>10</sup>	5,5; 18
М7-п	-	-	3·10 <sup>10</sup>	-
М8-и	-	-	-	5,5; 18; 45

В рамках исследования радиационной стойкости фотосенсоров CMV20000 проведено исследование отжига при комнатной температуре, фотометрических характеристик при пониженных температурах, моделирование работы фотосенсора в составе прибора.

## КРИТЕРИИ РАБОТОСПОСОБНОСТИ КМОП-МАТРИЦЫ

Критерии работоспособности и нормы на фотометрические параметры КМОП-матрицы CMV20000 определяются исходя из требований к прибору БОКЗ-ВТ. По ТЗ «Астродатчик», максимальное среднеквадратическое отклонение (СКО)

определения параметров ориентации может составлять не более 0,3 угл.с. Для вычисления норм на параметры проведено синтезирование кадров звездного неба и определены параметры ориентации по ним:

- 1) для нахождения норм были синтезированы кадры звездного неба с различными значениями СКО;
- 2) по этим кадрам найдено СКО определения параметров ориентации;
- 3) в качестве норм на параметры были выбраны такие значения СКО кадра, при которых случайная составляющая погрешности определения направления оси визирования не превышает 0,3 угл. с.

Кадры звездного неба были получены в обсерватории ИКИ РАН при помощи макета ОГ-ВТ с объективом 125/4. Для исследования была выбрана серия из 100 кадров, полученная с выдержкой 100 мс. СКО темнового кадра для этого макета при такой выдержке не превышает трех единиц младшего разряда АЦП (ЕМР).

Кадры шума были получены во время исследования матриц, прошедших облучение нейтронами. Обнаруженный эффект роста темнового тока и шумов на кадре (при непрерывном приеме кадров и комнатной температуре) позволил получить кадры с одинаковой выдержкой, но различными шумовыми параметрами. Для исследования были выбраны темновые кадры с СКО от 6,3 до 37 ЕМР.

При сложении кадров суммарный шум рассчитывался как сумма квадратов СКО первого и второго кадров. При сложении кадра с СКО 3 ЕМР и кадра СКО 6 и более ЕМР суммарный шум будет определяться шумом второго кадра.

К каждому из 100 кадров звездного неба добавлялся темновой кадр шума, после чего определялись параметры ориентации и рассчитывалось их СКО. Максимальное СКО темнового кадра, при котором все еще выполняются условия ТЗ «Астродатчик», составляет примерно 28 ЕМР или  $90 e^-$  (коэффициент пересчета из ЕМР в  $e^-$  для использованного усиления составляет 3,2).

Для большинства кадров отношение случайной составляющей СКО – структурной равно  $\sim 1/2$ . Среднее значение темнового сигнала не влияет на точность определения параметров ориентации до тех пор, пока матрица сохраняет достаточный динамический диапазон. Критерием достаточности динамического диапазона выбрано его уменьшение на 2,5%.

Итоговые нормы контролируемых электрических и фотометрических параметров КМОП-матрицы CMV20000 приведены в табл.3.

**Таблица 3.** Критерии работоспособности КМОП-матрицы CMV20000

Параметр	Норма	Номинальное значение до облучения	Предельно допустимое (пиковое) значение
Ток потребления по каналу VDD20, мА	250	250	1000
Ток потребления по каналу VDD33, мА	150	150	600
Ток потребления по каналу VDDpix, мА	50	50	8000
Ток потребления по каналу Vres_h, мА	0	0	500
Среднее значение темнового сигнала, $e^-$	300	300	3000
СКО темнового сигнала, $e^-$	10	21	90
Случайная составляющая СКО темнового сигнала, $e^-$	9	9	40
Структурная составляющая СКО темнового сигнала, $e^-$	5	20	80
Серия кадров равномерной засветки	Критерий Пирсона $R \geq 0,99$		
Функционирование	Получение изображения, отсутствие «битых» строк/столбцов		
Сохранность регистров памяти	Совпадение считанной и записанной информации		

## СТОЙКОСТЬ К ДОЗОВЫМ НАГРУЗКАМ

Испытания КМОП-матрицы CMV20000 на стойкость к дозовым нагрузкам проводились в оснастке Evolution Board CMV20000 (CMOSIS) на ускорителе электронов У31/33 (рис.1-5). Тип ионизирующего излучения – тормозное гамма-излучение. Тактовая частота КМОП-матрицы – 40 МГц. Все контролируемые параметры вычислялись для значения регистра PGA\_gain=1, что соответствует усилению сигнала в 1,9 раз, и времени экспозиции 100 мс.

В результате воздействия гамма-излучения наблюдались ионизационные эффекты, которые приводили к ухудшению следующих характеристик фотосенсора CMV20000:

- росту среднего значения темного сигнала;
- росту случайной составляющей СКО темного сигнала;
- росту структурной составляющей СКО темного сигнала, рис. 4;
- сдвигу времени экспозиции (при равномерной засветке), при котором фотосенсор уходит в насыщение (уменьшение динамического диапазона), рис. 5;
- росту тока потребления;
- деградации АЦП, которая проявляется в появлении пикселей с отрицательным значением.

Среднее значение темного сигнала растет с увеличением поглощенной дозы, но не выходит за допустимое значение. На уровне поглощенной дозы 170 крад наблюдается резкое снижение среднего значения темного сигнала (рис. 1), вызванное появлением пикселей с отрицательными значениями сигнала вследствие некорректной работы АЦП. После шести дней отжига при комнатной температуре функционирование АЦП было восстановлено. После двух недель отжига наблюдается уменьшение среднего значения темного сигнала.

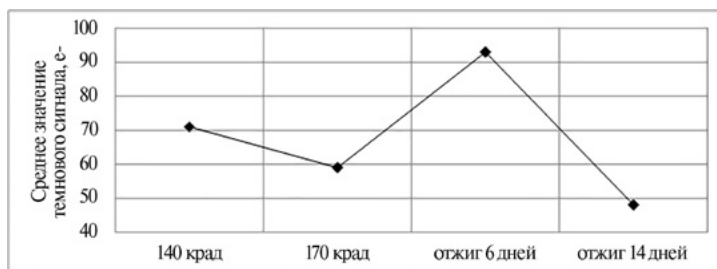


Рис. 1. Зависимость среднего значения темного сигнала от поглощенной дозы и времени отжига для образца М1-г

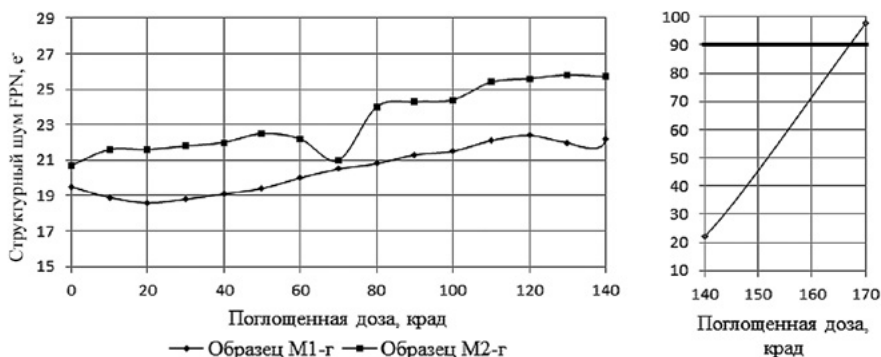
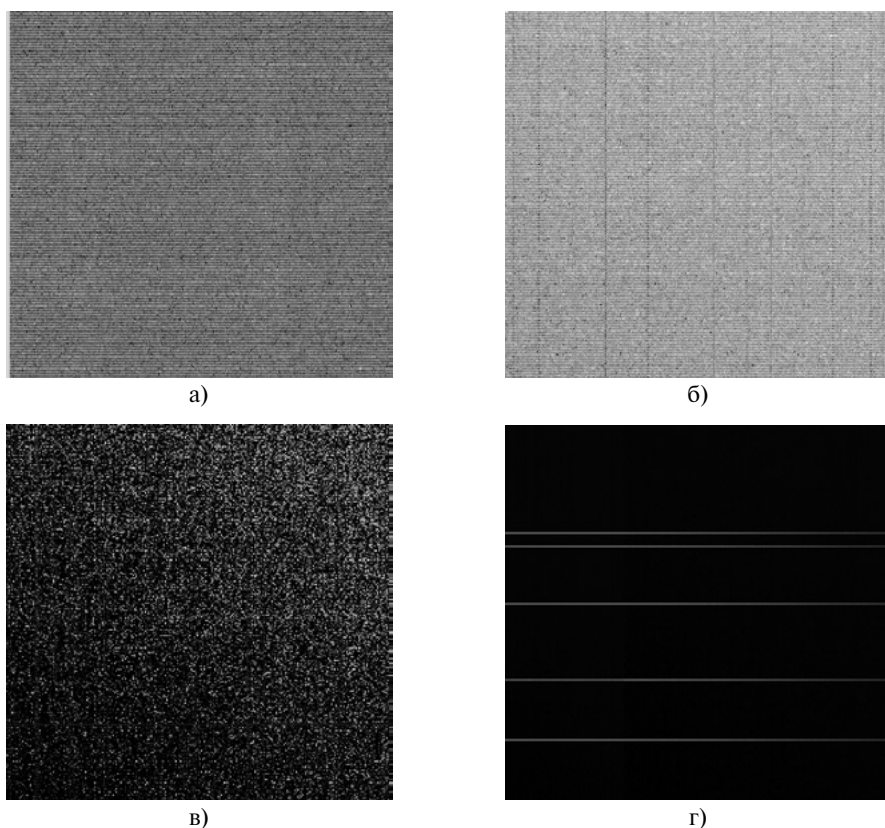


Рис. 2. Зависимость структурного шума FPN от поглощенной дозы



**Рис. 3.** Фрагменты темновых кадров, полученных образцом М1-г :  
а) до облучения;  
б) поглощенная доза 140 крад;  
в, г) два различных фрагмента кадра, поглощенная доза 170 крад,

С увеличением поглощенной дозы увеличивается структурная FPN (рис. 2) и случайная составляющие шума, однако последняя растет, но остается в допустимых пределах вплоть до уровня 170 крад. Тормозное излучение вносит в основном ионизационную дозу, поэтому структурный шум меняется незначительно. Рост FPN связан с возникновением пикселей с фиксированным значением темнового сигнала, однако на уровне поглощенной дозы 170 крад наблюдается резкий скачок именно структурной составляющей СКО темнового сигнала, связанный с появлением выбитых строк пикселей (рис. 3 г). В этих строках наблюдается потеря информации, не восстанавливаемая сбросом питания. Данный эффект можно считать функциональным отказом фотосенсора.

С учетом коэффициентов малой выборки и эффективности установки и погрешности измерений подтвержден уровень стойкости 55 крад. КМОП-матрица CMV20000 удовлетворяет требованиям ТЗ «Астродатчик» по дозовым эффектам.

## СТОЙКОСТЬ К ЭФФЕКТАМ СМЕЩЕНИЯ

Испытания КМОП-матрицы CMV20000 на стойкость к эффектам смещения проходили в пассивном режиме на моделирующей установке МУ №40 (НИИП). Матрица облучалась потоком нейтронов в выключенном состоянии, контроль параметров осуществлялся после облучения. Уровни воздействия приведены в табл.4.

Таблица 4. Уровни воздействия

Образец КМОП-матрицы	Без учета норм испытаний	С учетом норм испытаний и коэффициента увеличения радиационной нагрузки		
	$\Phi_n^{1)}$ , нейтрон·см <sup>-2</sup>	$Y_{ст}^{2)}$ , нейтрон·см <sup>-2</sup>	$D^{стр3)}$ , рад	$\Phi_p^{10МэВ}$ , протон·см <sup>-2</sup>
М3-н	$6,3 \cdot 10^{10}$	$1,9 \cdot 10^{10}$	1	$3,44 \cdot 10^9$
М4-н	$6,9 \cdot 10^{11}$	$2,1 \cdot 10^{11}$	11	$3,44 \cdot 10^{10}$

Примечания:

- 1) набранный в результате испытаний флюенс нейтронов;
- 2) уровень стойкости фотосенсоров ( $Y_{ст}$ ) с учетом коэффициента малой выборки, погрешности дозиметрии и коэффициента эффективности установки;
- 3) доза структурных повреждений рассчитывается в соответствии с типовой методикой испытаний изделий электронной техники (ИЭТ) на стойкость к структурным повреждениям (нейтронное и протонное излучения) ЦДКГ1.027.005-2013 и ОСТ 134-1034;
- 4) требования по стойкости к эффектам смещения прибора БОКЗ-ВТ заданы в виде эквивалентного флюенса протонов с энергией 10 МэВ по эффектам смещения; флюенс рассчитывается в соответствии с ОСТ 134-1034.

К эффектам смещения (структурным эффектам) относится образование множественных дефектов в светочувствительной области. Данные дефекты приводят к ухудшению фотометрических характеристик фотосенсора:

- 1) значительному росту темнового тока (DC) в отдельных пикселях, параметр выходит за нормы при флюенсе  $6 \cdot 10^{11}$  нейтрон/см<sup>2</sup>;
- 2) появлению большого количества горячих пикселей;
- 3) значительному росту СКО темного сигнала (рис.4);
- 4) появлению случайного телеграфного сигнала RTS (рис.5);
- 5) росту всех вышеперечисленных параметров в процессе активной работы фотосенсора.

В связи с появлением большого количества дефектных пикселей, к которым относятся горячие пиксели (характеризуются постоянным высоким значением темного сигнала), и случайного телеграфного сигнала (за счет дефектов, которые приводят к возникновению ловушек в запрещенной зоне кремния, сигнал в пикселе не является постоянной величиной и может существенно изменяться от кадра к кадру), наблюдается критичный рост СКО темного сигнала.

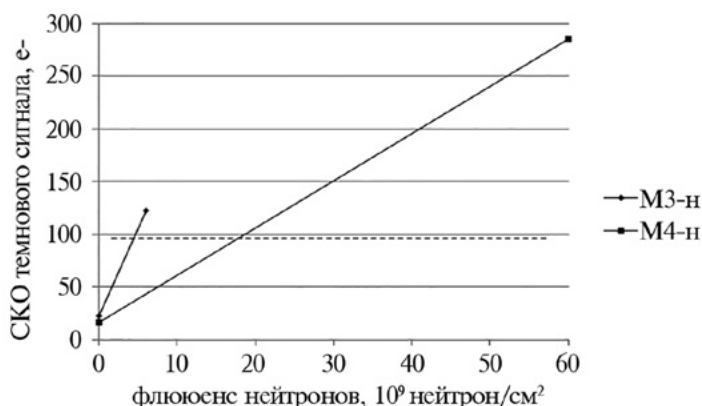


Рис. 4. Зависимость СКО темного сигнала от флюенса нейтронов

На рис. 5 изображены зависимости значения темного сигнала в отдельных пикселях от номера кадра. Хорошо видно, что некоторые пиксели не изменили своего состояния после облучения, некоторые имеют возросший темновой ток, а некоторые «мигают» - колеблются между одним из двух или более состояний.

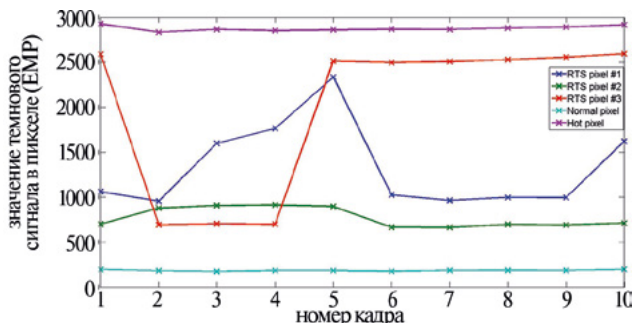


Рис. 5. Зависимость значения темного сигнала в пикселях от номера кадра. Синяя, красная и зеленая линии – RTS-пиксели, голубая линия – нормальный пиксель, фиолетовая линия – «горячий» пиксель

После температурного отжига была исследована зависимость фотометрических параметров фотосенсора от температуры в климатической камере. Обнаружено, что при пониженных температурах среднее и СКО темного сигнала по кадру не выходят за рамки предельно допустимых значений и не зависят от времени активной работы фотосенсора (рис. 6 и 7). На графиках приведены температуры окружающей среды в климатической камере во время активной работы фотосенсора (приём серии кадров с экспозицией 100 мс).

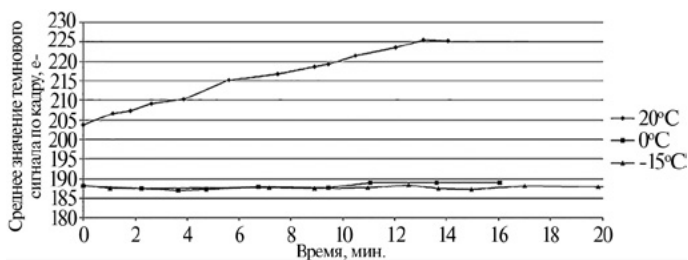


Рис. 6. Зависимость среднего значения темного сигнала от времени активной работы матрицы после облучения потоком нейтронов с флюенсом  $6 \cdot 10^{11}$  нейтрон/см<sup>2</sup>

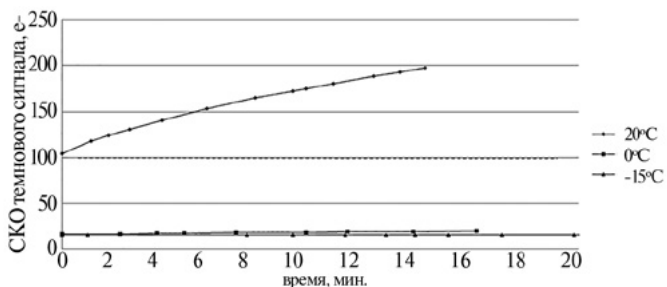


Рис. 7. Зависимость СКО темного сигнала от времени активной работы матрицы после облучения потоком нейтронов с флюенсом  $6 \cdot 10^{11}$  нейтрон/см<sup>2</sup>



Аналогичные эффекты наблюдаются при воздействии протонов с энергией 1 ГэВ. При температуре 0°С подтвержденный уровень стойкости КМОП-матрицы CMV20000 составляет  $2,1 \cdot 10^{11}$  нейтрон/см<sup>2</sup>, что соответствует эквивалентному флюенсу протонов с энергией 10 МэВ по эффектам смещения  $3,44 \cdot 10^{10}$  протон/см<sup>2</sup>. Таким образом, КМОП-матрица CMV20000 удовлетворяет требованиям ТЗ «Астродатчик» по стойкости к эффектам смещения при охлаждении до 0°С.

### СТОЙКОСТЬ К ВОЗДЕЙСТВИЮ ТЯЖЕЛЫХ ЗАРЯЖЕННЫХ ЧАСТИЦ И ВЫСОКОЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ ПРОТОНОВ

Испытания КМОП-матрицы CMV20000 на стойкость к воздействию протонов с энергией 1 ГэВ проводились на ускорителе протонов ФГБУ «ПИЯФ». Матрица испытывалась в составе платы КАМ 20М (ИКИ РАН). Флюенс протонов составил  $3 \cdot 10^{10}$  протон/см<sup>2</sup>.

Воздействие потока ВЭП приводит к возникновению одиночных эффектов, таких как сбой регистров (SEU) и функциональное прерывание (SEFI). В ходе испытаний были зарегистрированы два поврежденных кадра, которые можно считать функциональными прерываниями, вызванными сбоями регистров. Данные эффекты парируются перезаписью пользовательских регистров и не являются катастрофическими для прибора. Параметры чувствительности матрицы приведены в табл. 5.

Таблица 5. Параметры чувствительности КМОП-матриц CMV20000

Вид эффекта	Тип излучения	Требуемый уровень стойкости	Подтвержденный уровень стойкости	Примечания
Дозовые ионизационные эффекты	Гамма-излучение	21,6 крад	55 крад	
Эффекты смещения	Нейтроны	Эквивалентный флюенс протонов $3,3 \cdot 10^{10}$ протон/см <sup>2</sup>	$3,44 \cdot 10^{10}$ протон/см <sup>2</sup>	При охлаждении до 0°С
SEU (парируются перезаписью регистров)	Тяжелые заряженные частицы		$L_0 < 6$ МэВ·см <sup>2</sup> /мг; $\sigma_{\text{нас}} \leq 2,0 \cdot 10^{-3}$ см <sup>2</sup>	$L_0$ – пороговые ЛПЭ; $\sigma_{\text{нас}}$ – сечение насыщения
	ВЭП		$E_{\text{пор}} = 15$ МэВ; $\sigma_{\text{нас}} \leq 4,0 \cdot 10^{-10}$ см <sup>2</sup>	$E_{\text{пор}}$ – пороговая энергия
SEFI	ТЗЧ	-	$L_0 < 6$ МэВ·см <sup>2</sup> /мг; $\sigma_{\text{нас}} \leq 4,0 \cdot 10^{-3}$ см <sup>2</sup>	
	ВЭП		$E_{\text{пор}} = 15$ МэВ; $\sigma_{\text{нас}} \leq 1,0 \cdot 10^{-10}$ см <sup>2</sup>	
Тиристорный эффект	ТЗЧ		$L_0 < 6$ МэВ·см <sup>2</sup> /мг; $\sigma_{\text{нас}} \leq 1,3 \cdot 10^{-2}$ см <sup>2</sup>	Необходима защита от тиристорного эффекта
	ВЭП		Является стойкой к воздействию ВЭП	

Испытания КМОП-матрицы CMV20000 на стойкость к воздействию ТЗЧ проводились на ускорителе ионов. Матрица испытывалась в составе платы КАМ 20М (ИКИ РАН). Облучение проводилось ионами аргона (Ar), криптона (Kr) и ксенона (Xe). Характеристики ионных пучков на поверхности кремния приведены в табл. 6.

**Таблица 6.** Характеристики ионных пучков (Xe, Kr, Ar) испытательного стенда ИС ОЭ ВЭ-М на базе циклотрона У-400М на поверхности кремния

Тип иона	Атомная масса	Дегрейдер (материал, толщина)	Энергия, МэВ	ЛПЭ, МэВ·см <sup>2</sup> /мг	Пробег, мкм
Xe	132	Al, 30 мкм	2567,4±257,4	44,7±2,2	202,2±10,1
Xe	132	Al, 150 мкм	962,3±96,4	64,0±3,2	71,2±3,6
Kr	84	Al, 40 мкм	2185,7±218,4	18,3±0,9	360,0±18,0
Ar	40	Ni, 100 мкм	976,0±97,6	5,5±0,3	486,3±24,3

При облучении фотосенсора ионами с ЛПЭ  $\approx 64, 45, 18$  и  $5,5$  МэВ·см<sup>2</sup>/мг наблюдались тиристорные эффекты (ТЭ) по каналам VDD20 и VDD33, а также одиночные сбои и функциональные прерывания. Во всех сеансах были зафиксированы ионизационные отклики (ИО). Данные эффекты проявлялись в виде пикселей с повышенным сигналом в одном кадре. Сигнал в последующих кадрах возвращался к уровню до ИО.

Удержание в режиме тиристорного эффекта не приводит к катастрофическому отказу в течение времени не менее 3 с. Время срабатывания защиты от тиристорного эффекта составляет не более 10 мс. Таким образом КМОП-матрица CMV20000 пригодна для использования в составе прибора БОКЗ-ВТ при условии использования защиты от тиристорного эффекта.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

АО «ЭНПО СПЭЛС» совместно с ИКИ РАН были проведены испытания КМОП-матриц CMV20000 на стойкость к воздействию ионизирующего излучения космического пространства по эффектам смещения, дозовым нагрузкам и к воздействию ТЗЧ и ВЭП по одиночным эффектам (см.табл.5).

## RADIATION TEST RESULTS OF CMOS-SENSOR CMV20000

**A.A. Kobleva, I.D. Elyashev, R.V. Bessonov, M.I. Kudelin, G.A. Avanesov, A.A. Forsh**

Space Research Institute Russian Academy of Sciences, Moscow, Russia

The work is devoted to the results of tests CMV20000 CMOS sensor for resistance to radiation exposure by ionization and structural effects, the effects of heavy charged particles on the effects of single faults and failures, as well as to the effects of protons with an energy of 1 GeV. The work presents the requirements for resistance to be met by a CMOS sensor composed OG-VT. CMV20000 tests were carried out to the level of total ionizing dose of 170 krad, fluence of neutrons  $6 \cdot 10^6$  n/cm<sup>2</sup>, fluence of protons  $3 \times 10^{10}$  p/cm<sup>2</sup> and LET 64 MeV·cm<sup>2</sup>/mg. It describes the effects observed when exposed to ionizing radiation, and methods of their parry as part of stellar orientation devices. Produced showing the levels of resistance CMV20000 CMOS sensor.

*Keywords:* CMOS-sensor, radiation test, radiation effects, total ionizing dose, destructive radiation effects, TID, single event effects, SEE, SEU, SEL, protons, ions.

**Kobleva** Alena A. - engineer, akobleva.ikiran@gmail.com

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

**Bessonov** Roman V. – Department head, PhD, besson777@rambler.ru

**Kudelin** Mikhail I. - Chief designer of the project, mkudelin@nserv.iki.rssi.ru

**Avanesov** Guenrikh A. - Chief Researcher, professor, genrikh-avanesov@yandex.ru

**Forsh** Anatily A. - Leading Researcher, PhD

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

Е.А. Акулова<sup>1</sup>, О.А. Сомов<sup>1</sup>, И.О. Литвинова<sup>2</sup>, А.В. Тимохин<sup>2</sup>, А.М. Щекин<sup>2</sup>

<sup>1</sup> ООО «Юник Ай Сиз», Москва, Россия

<sup>2</sup> АО «Научно-производственное предприятие «Геофизика-Космос»  
(АО «НПП «Геофизика-Космос»), Москва, Россия

Представлены основные результаты исследования экспериментального образца оптоэлектронного модуля «Маска-2», разрабатываемого предприятием ООО «Юник Ай Сиз» по техническому заданию от АО «НПП «Геофизика-Космос». Проведены натурные испытания экспериментального образца в составе макета прибора звездной ориентации, разработанного АО «НПП «Геофизика-Космос», выполнена оценка предельной звездной величины и точностных характеристик макета. Также получены шумовые характеристики образцов. Достиженные результаты позволяют рассчитывать на успешное применение фотоприемника в перспективных отечественных звездных приборах.

*Ключевые слова:* оптоэлектронный модуль, КМОП, фотоприемник, приборы ориентации по звездам.

В настоящее время можно считать, что эпоха применения приборов с зарядовой связью (ПЗС; charge-coupled device, CCD) в современных малогабаритных приборах ориентации по звездам подходит к концу. В основном это связано с известными недостатками фотоприемников данного класса — относительно высоким энергопотреблением и аналоговым выходным сигналом, что требует наличия в фотозлектронном тракте усилителя выходного сигнала, схемы двойной коррелированной выборки и аналогово-цифрового преобразователя (АЦП).

В настоящее время переход на матричные КМОП-фотоприемники (комплементарная структура металл–оксид–полупроводник; complementary metal-oxide-semiconductor, CMOS), необходимый для минимизации габаритно-массовых характеристик астродатчиков, можно считать практически состоявшимся. В КМОП-фотоприемниках (другие названия — APS, active pixel sensor, CIS — CMOS Image Sensor) указанные выше элементы встроены непосредственно.

В разрабатываемых в России звездных датчиках до сих пор использовались КМОП-фотоприемники иностранного производства. ООО «Юник Ай Сиз» ведет разработку оптоэлектронного модуля (ОЭМ) «Маска-2» (или UIC1206 по классификации ООО «Юник Ай Сиз»), на базе которого в АО «НПП «Геофизика-Космос» создан макет звездного прибора. Целью данной работы является исследование макета звездного прибора на базе перспективного оптоэлектронного модуля «Маска-2», определение пороговой звездной величины макета и сравнение с аналогами.

Разработка ОЭМ предполагает два этапа:

- 1) разработка рабочей конструкторской документации (РКД) и изготовление экспериментального образца;
- 2) изготовление опытного образца и проведение предварительных испытаний.

В 2015 г. получены экспериментальные образцы фотоприемника, исследование которых является целью данной работы. Основные параметры ОЭМ (по документации) представлены в табл. 1.

Диапазон экспозиций при  $F_{CLK} = 20$  МГц составляет примерно от 50 мкс до 13 с. Изображение выводится через параллельную 12-битную шину данных.

Акулова Елена Андреевна — инженер, uniqueics@uniqueics.ru

Сомов Олег Анатольевич — ведущий инженер, к.т.н., uniqueics@uniqueics.ru

Литвинова Ирина Олеговна — инженер, 1102@geocos.ru

Тимохин Александр Владимирович — инженер 1-й категории, 1102@geocos.ru

Щекин Александр Михайлович — главный специалист, 1102@geocos.ru

Таблица 1. Основные параметры ОЭМ «Маска-2» (UIC 1206)

Разрешение активной матрицы	1024·1024 пкс	
Размер пикселя	15,12·15,12 мкм	
Поле изображения	15,48·15,48 мм	
Оптический формат	4/3 угл. с	
Коэффициент заполнения	88 %	
Спектральный диапазон	0,36...1,05 мкм	
Квантовая эффективность	> 60 %	
Пороговая экспозиция при $\lambda = 0,7$ мкм	$5,6 \cdot 10^{-12}$ Дж/см <sup>2</sup>	
Интегральная пороговая экспозиция (источник типа А)	$2,4 \cdot 10^{-7}$ лк·с	
Тактовая частота* (номинальная) $F_{CLK}$	20 МГц	
Кадровая частота ( $F_{CLK} = 20$ МГц)	20 кадр/с	
Длина строки $T_{ROW}$	$1032 T_{CLK}$	
Время экспозиции ( $F_{CLK} = 20$ МГц)	min	$5 \cdot 10^{-5}$ с
	max	13 с
Тип экспозиции	Rolling Shutter (скользящий затвор)	
Интерфейс управления и чтения	SPI	
Разрядность АЦП	12 бит	
Тип АЦП	Распределенный столбцовый	
Метод оцифровки	Последовательное приближение	
Напряжение питания, core / IO	1,8 / 3,3 В	
Потребляемая мощность	< 200 мВт	
Размер кристалла	$\approx 19 \times 19$ мм	
Тип корпуса	Керамический, IFK84F0-2741C-МО, 84 вывода	
Материал оптического окна	Кристаллический кварц	

\* Максимальная тактовая частота — до 50 МГц.

Оптико-электронный модуль UIC1206 изготовлен по КМОП 0,18 маршруту с использованием схемотехнических, топологических и технологических приемов повышения стойкости интегральной схемы (ИС) к жестким условиям эксплуатации.

Сборка кристалла UIC1206 осуществляется в металлокерамический 84-выводной оптический корпус с кварцевым окном.

Функциональная блок-схема UIC1206 (рис. 1) включает:

- 1) *фотоприемную матрицу пикселей*, которая содержит  $1024 \times 1024$  высокочувствительных пикселей, расположенных с шагом  $15,12 \times 15,12$  мкм; коэффициент заполнения (Fill Factor) около 88 %, спектральный диапазон 0,36... 1,05 мкм;
- 2) *кольцо дитту-пикселей вокруг фотоприемной матрицы (по 5 столбцов и строк)*, служащее для выравнивания плотности элементов между пикселями и схемами обрамления, а также для перехвата паразитной инжекции и темновых токов с периферии матрицы;
- 3) *драйвер строк из импульсов блока цифрового управления и аналоговых напряжений блока (Ц)*, формирующий сигналы строчного управления матрицей (RST, TX, SR);



- 9) блок ЦАП, который формирует опорные уровни сигналов управления пикселями и буферной строкой (VRST, VTX, VW, VDR);
- 10) SPI-интерфейс — последовательный четырехпроводной двунаправленный интерфейс, служащий для записи в SPI-регистры управления данными о настройках сенсора, а также для чтения результатов обработки видеоданных кадра (гистограммы) и информации о наличии одиночных сбоев в SPI-регистрах управления данными;
- 11) SPI-термодатчик — измеритель температуры кристалла в диапазоне  $-50...+100\text{ }^{\circ}\text{C}$ , выполненный по схеме терморезистивного моста; выдача результата осуществляется по SPI-интерфейсу в восьмиразрядном коде с точностью  $1\text{ }^{\circ}\text{C}$ .

В комплект поставки входит контрольная система (плата test board) оценки и регистрации данных и программное обеспечение, устанавливаемое на персональный компьютер (ПК). Данная система позволяет получать видеоданные с матрицы на ПК и настраивать конфигурационные параметры матрицы. Связь платы с ПК осуществляется с помощью кабеля USB (рис. 2).

Данная плата использовалась для измерения фотоэлектрических параметров экспериментального образца в темновых условиях при различных температурах и при равномерной засветке. Выявлены ошибки АЦП, известные также разработчикам ОЭМ и исправленные в других фотоприемниках, изготовленных ООО «Юник Ай Сиз» (в частности, UIC 1204), что подтверждено результатами соответствующих измерений.

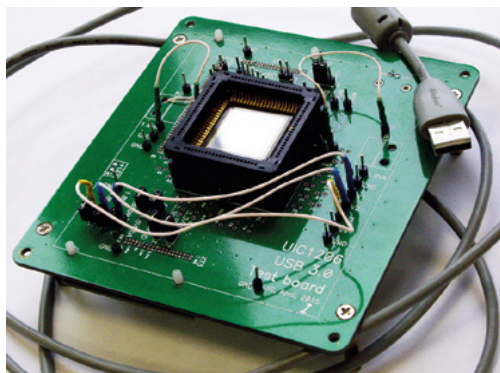


Рис. 2. Экспериментальный образец на контрольной плате ООО «Юник Ай Сиз»

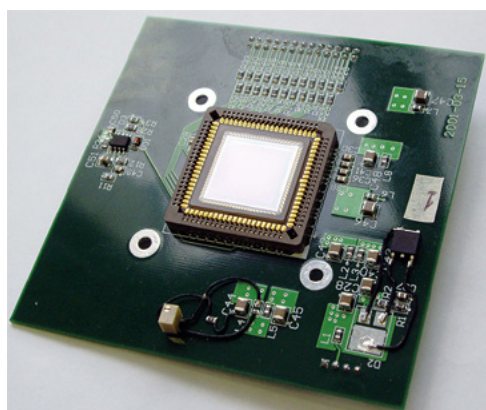


Рис. 3. Экспериментальный образец на плате АО «НПП «Геофизика-Космос»

Натурные испытания фотоприемника для реального звездного неба дают достаточно объемную (хотя и не полную) информацию о его качестве с точки зрения разработчиков приборов звездной ориентации. Поэтому для подобных испытаний в АО «НПП «Геофизика-Космос» была разработана собственная плата управления, обеспечивающая, помимо съема информации, крепление объектива (рис. 3).

В 2015 г. по реальному звездному небу проведены натурные испытания в составе макета (рис. 4), разработанного АО «НПП «Геофизика-Космос», с объективом, имеющим диаметр входного зрачка 21 мм и фокусное расстояние 45 мм (от звездного прибора 348К АО «НПП «Геофизика-Космос») с КМОП-матрицей «Маска-2». Определение пороговой звездной величины макета являлось одной из главных целей испытаний.

Испытания проводились в ночь 22–23 сентября 2015 г. на специально оборудованной площадке на крыше основного здания АО «НПП «Геофизика-Космос». Температура воздуха при этом была равна около 5 °С. Время экспозиции кадра составляло 125 мс, тактовая частота ОЭМ 8 МГц. Экспонированные кадры записывались в автоматизированную систему сбора информации на платформе PXI NI под управлением Lab View в режиме реального времени в бинарном виде.

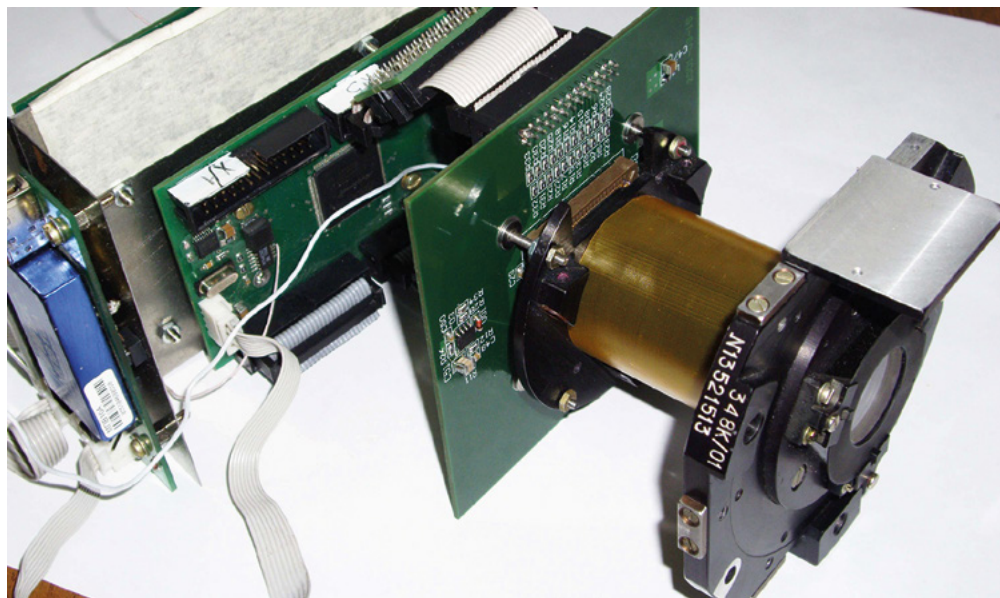


Рис. 4. Внешний вид макета для натурных испытаний

Визирная линия занимала различные положения, но в качестве иллюстрации ниже приведены кадры одной из серий, где записывался каждый 40-й кадр, т. е. через интервал 5,0 с. Длина серии 200 кадров. Зенитный угол данного положения  $Z \approx 0^\circ$ , в поле зрения ( $\approx 20 \times 20^\circ$ ) находился участок Млечного Пути вблизи созвездия Кассиопея.

Для обработки результатов разработан комплекс технологических программ, осуществляющий поиск изображений звезд и вычисление их энергоцентров, «завязку» траекторий по всем 200 кадрам, распознавание звезд (только образовавшихся «завязанные» траектории) и определение ориентации визирной линии. «Завязку» траекторий проводили начиная с последнего кадра для получения максимального количества траекторий с учетом известного направления движения изображений звезд на фотоприемной матрице (ФПМ) — от правого нижнего угла к левому верхнему. «Завязанные» траектории представлены на рис. 5.

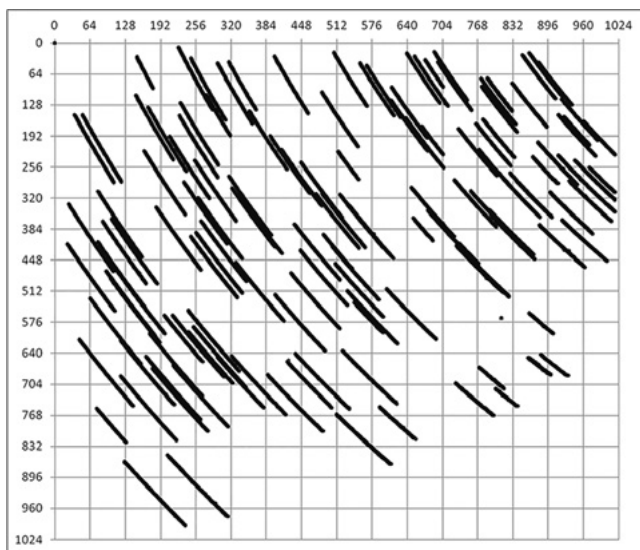


Рис. 5. «Завязанные» траектории. 200 кадров через 5,0 с (по осям  $X$  и  $Y$  отложены координаты ФПМ в пикселях)

Пороговой звездной величиной макета считается максимальное значение звездной величины источника, при котором происходит завязывание траекторий. Такой подход избавляет от необходимости проводить оценку вероятности обнаружения (с достаточно произвольным назначением «пороговой» вероятности) как функции звездной величины с необходимым для получения представительной выборки сопоставлением каждого кадра изображений на ФПМ и спроецированных каталожных изображений.

Используемый звездный каталог содержит звездные величины в приборной фотометрической полосе; он разработан ГАИШ МГУ для звездного прибора 348К производства АО «НПП «Геофизика-Космос».

На рис. 6 представлены изображения источников на ФПМ и спроецированных из каталога звезд (до  $m_{np} < 7,0$ ) для последнего кадра. Обозначение «matrix» соответствует источнику на ФПМ, «catalog» — спроецированной звезде из каталога.

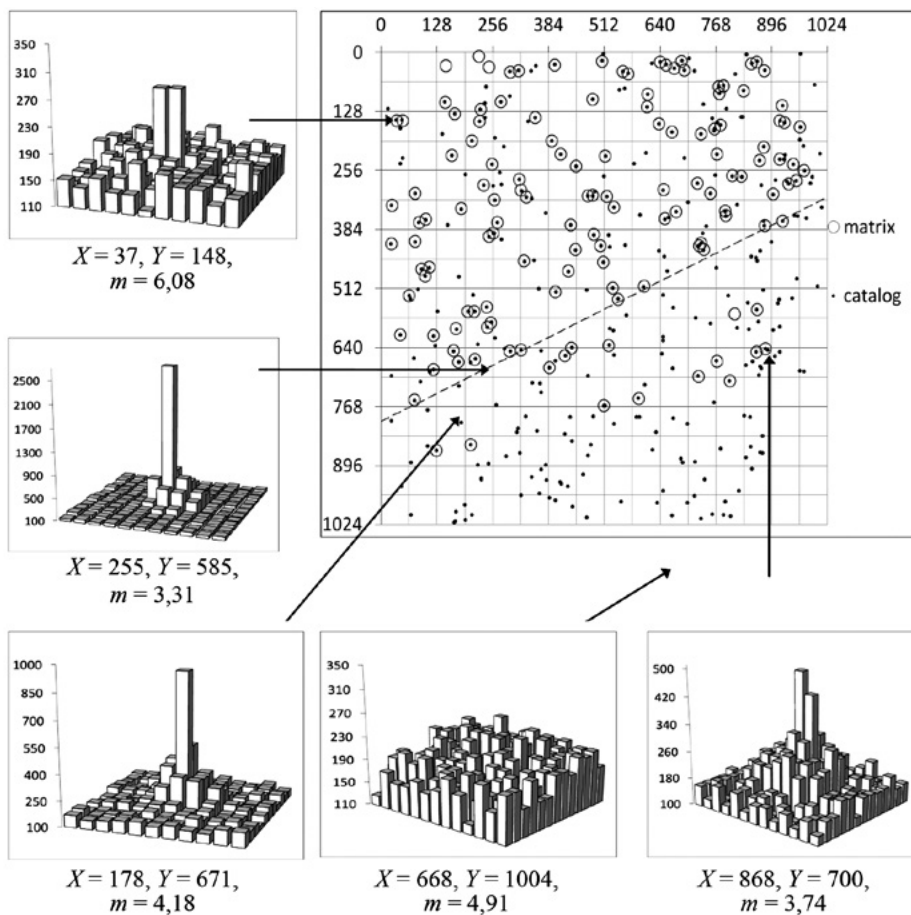
Вследствие неидеальной фокусировки в значительной (нижней левой) части ФПМ не произошло обнаружение изображений. Поэтому для проверки полноты обнаружения учитывалась только та область ФПМ, где происходило обнаружение. Такая область схематично отделена на рис. 6 граничной пунктирной линией.

Анализ интегрального количества спроецированных и реальных изображений в верхней части ФПМ (рис. 7) показал, что пороговая звездная величина макета составляет  $m_{np} \approx 6,5$  (при времени накопления 125 мс). Считаем, что «выход на полку» интегрального количества найденных звезд соответствует пороговой звездной величине. Бортовой каталог прибора 348К с этим же объективом и КПОМ-матрицей STAR 1000 (Бельгия) сформирован из звезд, для которых  $m_{np} = 5,4$  (при времени накопления до 400 мс).

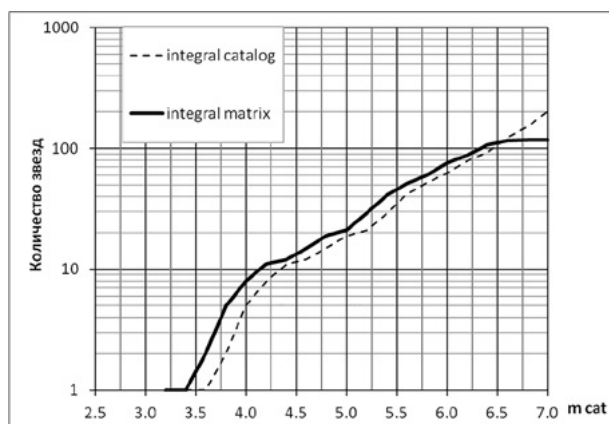
Математическое моделирование показывает, что при пороговой звездной величине 6,5 минимальное количество звезд в поле зрения звездного прибора с указанным фокусным расстоянием объектива составит 40, а максимальное количество — 250 (рис. 8) в зависимости от ориентации визирной оси на небесной сфере.

Отметим, что по результатам измерений средний суммарный сигнал для  $m_{np} = 6,5$  составляет  $E \approx 460$  дискр. АЦП, и среднее квадратичное отклонение (СКО) шума в фоновой рамке (в каждом текущем кадре) не превышает 20 дискр. АЦП, т. е. отношение сигнал/шум для пороговой звезды составляет  $S/N = 23$  с учетом ослабления атмосферой.

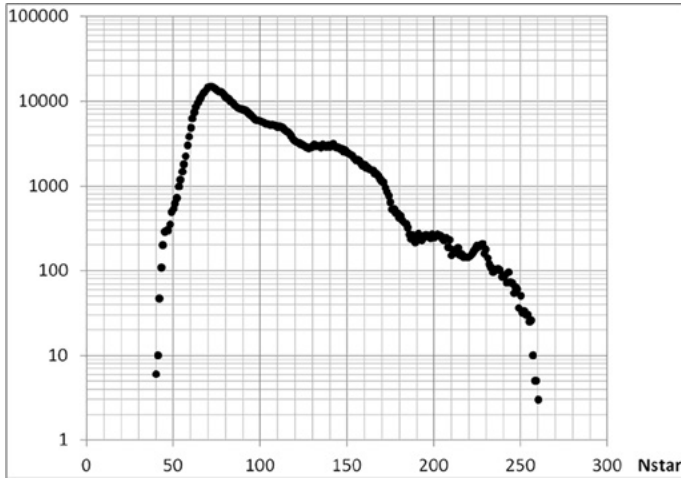




**Рис. 6.** Изображения некоторых звезд (дискретный 12-разрядный АЦП):  $X$  и  $Y$  — координаты центрального пикселя изображения в осях ФПМ; уравнение граничной линии  $Y = -0,475X + 800$ , matrix — обнаруженные источники на ФПМ (в количестве 136), catalog — звезды из каталога со звездной величиной меньше  $m_{pr} = 7,0$  (в количестве 349)



**Рис. 7.** Интегральное количество изображений звезд в хорошо сфокусированной «верхней» области ФПМ (integral matrix) и изображений из каталога (integral catalog)



**Рис. 8.** Гистограмма количества звезд в поле зрения исследуемого макета для пороговой звездной величины 6,5 (ось абсцисс — количество звезд в поле зрения Nstar; ось ординат — число точек на небесной сфере с данным количеством звезд (шаг по сфере равен 0,25°))

Ошибки определения центрированных координат источников можно уменьшить с помощью линейного фильтра.

Сглаженная координата на фотоприемной матрице вычисляется как

$$x = \frac{\sum_{i=1}^n x_i \sum_{i=1}^n (i-1)^2 - \sum_{i=1}^n x_i (i-1) \sum_{i=1}^n (i-1)}{n \sum_{i=1}^n (i-1)^2 - \left( \sum_{i=1}^n (i-1) \right)^2} = A \sum_{i=1}^n x_i + B \sum_{i=1}^n x_i (i-1),$$

где  $n$  — количество координат в траектории. Первой ( $i = 1$ ) считается координата, поступившая в текущем такте. Для координаты у вычисления аналогичны.

Определяются СКО случайных погрешностей  $\sigma$  углов ориентации  $\alpha$ ,  $\delta$ ,  $\gamma$  для каждого кадра. Для этого по двум звездам находится начальное приближение, которое в дальнейшем уточняется вектором малого поворота с использованием метода наименьших квадратов.

СКО случайных погрешностей  $\sigma_\alpha$  угла прямого восхождения  $\alpha$  вычисляется как

$$\sigma_\alpha = \frac{1}{\sqrt{2}} \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^{n-1} (\Delta\alpha_i - \overline{\Delta\alpha})^2}{n-2}},$$

где  $n$  — количество кадров,  $\Delta\alpha_i = \alpha_i - \alpha_{i+1}$  — разностный угол прямого восхождения,

$\overline{\Delta\alpha} = \frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^{n-1} (\alpha_i - \alpha_{i+1})$  — оценка математического ожидания разностного угла прямого восхождения.

Для координат  $\delta$  и  $\gamma$  вычисления аналогичны.

Указанные случайные погрешности определены для 10, 20 и 40 самых ярких источников (в каждом кадре соответственно), а также для всех 120 распознанных звезд (табл. 2).

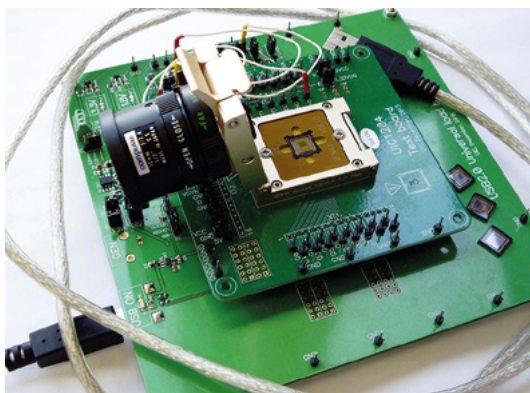
Отметим существенное уменьшение СКО случайных погрешностей определения углов ориентации при увеличении количества используемых для этого звезд, а также соответственное уменьшение СКО при использовании фильтрации траекторий.

**Таблица 2.** Среднеквадратическое отклонения случайных ошибок определения углов ориентации  $\alpha$ ,  $\delta$ ,  $\gamma$ , угл. с

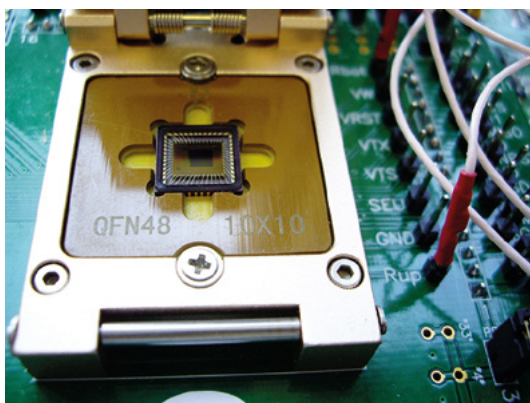
$N_{зв}$	Без фильтра			Фильтр $n = 3^*$			Фильтр $n = 5^*$			Фильтр $n = 10^*$		
	$\sigma_\alpha$	$\sigma_\delta$	$\sigma_\gamma$	$\sigma_\alpha$	$\sigma_\delta$	$\sigma_\gamma$	$\sigma_\alpha$	$\sigma_\delta$	$\sigma_\gamma$	$\sigma_\alpha$	$\sigma_\delta$	$\sigma_\gamma$
10	6,1	6,6	29,6	3,8	5,5	19,8	3,7	5,4	17,6	3,5	5,2	16,0
20	6,4	4,2	21,8	5,1	3,5	18,3	4,7	3,3	17,2	4,4	3,2	16,7
40	6,1	3,6	18,5	4,9	3,1	15,5	4,5	2,9	14,1	4,1	2,7	13,3
120	2,9	1,7	12,2	1,6	1,0	7,1	1,2	0,8	5,5	0,9	0,6	4,4

\* Фильтр координат источников на ФПМ.

Основные недостатки экспериментального образца ОЭМ — ошибки АЦП и большой темновой ток — исправлены в рамках разработанного ООО «Юник Ай Сиз» фотоприемника UIC 1204 формата  $128 \times 128$  пикселей, размер пикселя  $20 \times 20$  мкм (рис. 9, 10).



**Рис. 9.** Фотоприемник UIC1204  $128 \times 128$ ,  $20 \times 20$  мкм с объективом на контрольной плате ООО «Юник Ай Сиз»



**Рис. 10.** Фотоприемник UIC1204  $128 \times 128$ ,  $20 \times 20$  мкм на контрольной плате ООО «Юник Ай Сиз», увеличено

Очевидно что ошибки АЦП UIC 1204 значительно уменьшены по сравнению с экспериментальным образцом ОЭМ «Маска-2», что и показано на рис. 11, 12.

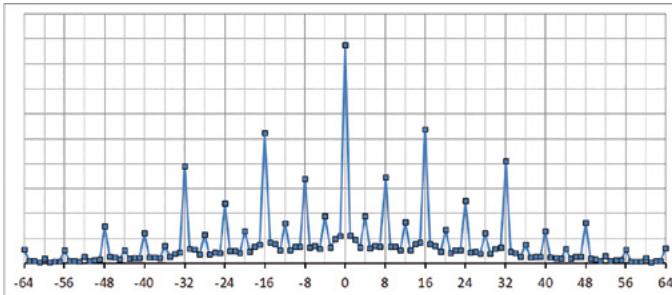


Рис. 11. Распределение разностного темнового сигнала экспериментального образца ОЭМ. Время экспозиции 250 мс. Тактовая частота 8 МГц. Ось абсцисс — дискреты АЦП LSB12

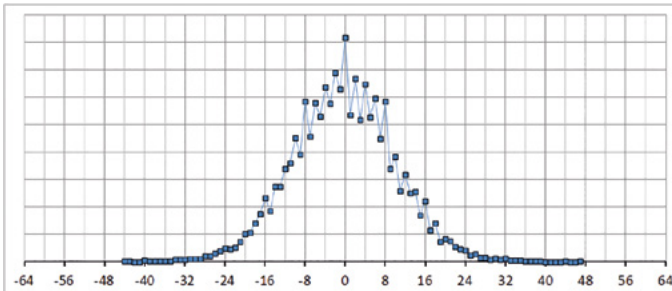


Рис. 12. Распределение разностного темнового сигнала UIC1204. Время экспозиции 270 мс. Тактовая частота 12 МГц. Ось абсцисс — дискреты АЦП LSB12

Для экспериментального образца ОЭМ «Маска-2» и образца UIC 1204 определены цены младшего разряда в дискретах АЦП на электрон ( $LSB/\text{электрон}$ ), составляющие соответственно 0,36 и 0,53. Экспериментально получено, что для UIC 1204 скорость изменения темнового тока уменьшена примерно в 3 раза при увеличенной в 1,75 раза площади пикселя.

Для образца UIC 1204 получены такие шумовые характеристики как геометрический шум (FPN — fix pattern noise), временной шум (temporal noise) и среднее значение локального шума в области  $7 \times 7$  (рис.13, 14). Как видно на графиках, шумовые характеристики фотоприемника UIC 1204 сопоставимы с аналогичными характеристиками современных зарубежных аналогов.

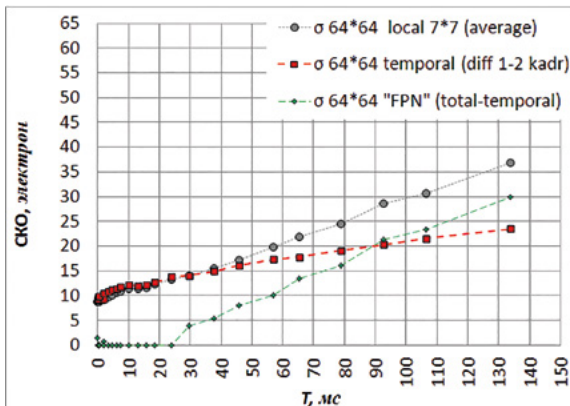


Рис. 13. Зависимость SKO шумов от времени экспозиции UIC 1204. Коэффициент усиления К1. Температура 20 °С. Тактовая частота 12 МГц

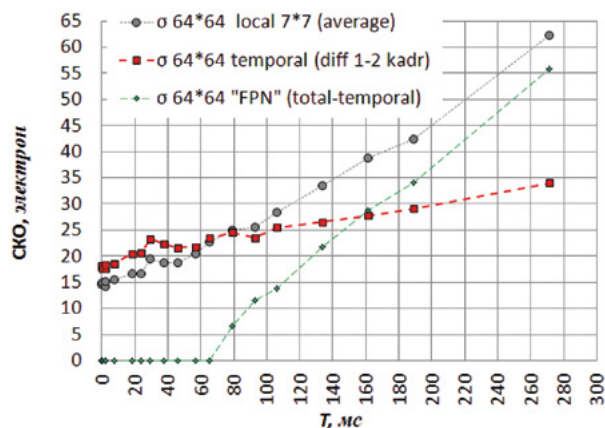


Рис. 14. Зависимость СКО шумов от времени экспозиции UIC 1204. Коэффициент усиления K2. Температура 20°C. Тактовая частота 12 МГц

## ВЫВОДЫ

Проведенные исследования экспериментального образца ОЭМ «Маска-2» (UIC 1206) и образца UIC 1204 подтверждают возможность создания перспективных звездных приборов с высокими обнаружительными, динамическими и точностными характеристиками (сравнимыми с зарубежными аналогами).

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

## TEST RESULTS OF ENGINEERING MODEL OF MASK-2 CMOS-SENSOR

*E.A.Akulova<sup>1</sup>, O.A.Somov<sup>1</sup>, I.O.Litvinova<sup>2</sup>, A.V.Timokhin<sup>2</sup>, A.M.Shchekin<sup>2</sup>*

<sup>1</sup> LLS UNIQUEICS, Moscow, Russia

<sup>2</sup> JSC SPE Geofizika-Cosmos, Moscow, Russia

MASK-2 is a special CMOS-sensor for star trackers. It was designed by LLS UNIQUEICS due to JSC SPE Geofizika-Cosmos order. Engineering model of star tracker, based on MASK-2, was tested on real sky. Accuracy and limiting magnitude of tested unit, as well as signal and noise performances of MASK-2 were investigated and analyzed. The most significant results of real sky tests are presented in this paper. The test result shows, that MASK-2 CMOS-sensor allows us to reach excellent performances in new star trackers.

*Keywords:* CMOS-sensor, star tracker, real sky test, noise performances.

**Akulova** Elena Andreevna — engineer, e-mail: uniqueics@uniqueics.ru

**Somov** Oleg Anatolyevich — lead engineer, PhD, e-mail: uniqueics@uniqueics.ru

**Litvinova** Irina Olegovna — engineer of third category, e-mail: 1102@geocos.ru

**Timokhin** Alexander Vladimirovich — engineer of first category, e-mail: 1102@geocos.ru

**Shchekin** Alexander Mikhaylovich — senior specialist, e-mail: 1102@geocos.ru

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

**С.В. Латынцев<sup>1</sup>, И.Б. Абдульминов<sup>1</sup>, Г.П. Титов<sup>1</sup>, А.В. Овчинников<sup>1</sup>, Е.Н. Якимов<sup>1</sup>, Ю.Н. Коркишко<sup>2</sup>, В.А. Федоров<sup>2</sup>, В.Е. Прилуцкий<sup>2</sup>, В.Г. Пономарев<sup>2</sup>, И.В. Морев<sup>2</sup>, Д.В. Обухович<sup>2</sup>, С.М. Кострицкий<sup>2</sup>, А.И. Зуев<sup>2</sup>, В.К. Варнаков<sup>2</sup>, А.В. Белашенко<sup>2</sup>**

<sup>1</sup> АО «Информационные спутниковые системы (ИСС)»

имени академика М.Ф. Решетнева», Железногорск, Красноярского края, Россия

<sup>2</sup> ООО «НПК «Оптолинк», Москва (Зеленоград), Россия

Российской компанией был разработан датчик измерения угловой скорости на основе волоконно-оптических гироскопов для эксплуатации в составе космических аппаратов на геостационарной, высокоэллиптической и низких круговых орбитах со сроком активного существования до 15 лет. В настоящей работе дана оценка точностных параметров двух приборов на каждой стадии их жизненного цикла, включая результаты проверок после длительного существования в условиях космического пространства.

*Ключевые слова:* волоконно-оптический гироскоп, датчик измерения угловой скорости, космический аппарат.

### ВВЕДЕНИЕ

В составе космических аппаратов (КА) разработки АО «ИСС» применяются датчики угловых скоростей на базе волоконно-оптических гироскопов (ВОГ). Прибор ВОБИС (волоконно-оптический блок измерения угловых скоростей) разработан и изготовлен компанией ООО НПК «Оптолинк» по ТЗ АО «ИСС» [Korkishko, 2016]. Прибор представляет собой моноблок, состоящий из трех независимых ортогонально расположенных волоконно-оптических гироскопов (ВОГ), оптические схемы ВОГ выполнены из радиационнстойких волоконных световодов. Внешний вид прибора приведен на рис. 1.

В ходе наземной экспериментальной отработки ВОБИС прошел все необходимые испытания для подтверждения его характеристик и стойкости к внешним воздействующим факторам. Основные требования и технические характеристики прибора ВОБИС приведены в табл. 1.

---

**Латынцев** Сергей Валерьевич – инженер-конструктор, аспирант, lsv@iss-reshetnev.ru

**Абдульминов** Ильдар Борисович – инженер-конструктор

**Титов** Геннадий Павлович – главный специалист

**Овчинников** Андрей Викторович – начальник отдела

**Якимов** Евгений Николаевич – главный конструктор

**Коркишко** Юрий Николаевич – генеральный директор, д.ф.-м.н., профессор

**Федоров** Вячеслав Александрович – технический директор, д.ф.-м.н., профессор

**Прилуцкий** Виктор Евстафьевич – директор Саратовского отделения

ООО «НПК «Оптолинк»

**Пonomарев** Владимир Григорьевич – технический директор Саратовского отделения

ООО «НПК «Оптолинк», к.т.н.

**Морев** Иван Владимирович – инженер-электроник 1-й категории Саратовского отделения

ООО «НПК «Оптолинк»

**Обухович** Дмитрий Вячеславович – начальник сектора Саратовского отделения

ООО «НПК «Оптолинк»

**Кострицкий** Сергей Михайлович – технический директор Зеленоградского отделения

ООО «НПК «Оптолинк», д.ф.-м.н., доцент

**Зуев** Александр Иванович – директор Арзамасского отделения ООО «НПК «Оптолинк»

**Варнаков** Василий Константинович – технический директор Арзамасского отделения

ООО «НПК «Оптолинк»

**Белашенко** Александр Владимирович – главный технолог Арзамасского отделения

ООО «НПК «Оптолинк»



Рис. 1. Внешний вид прибора ВОБИС

Таблица 1. Основные требования и технические характеристики ВОБИС

Диапазон измерения угловой скорости, град/с	30
Диапазон линейной зоны измерения угловой скорости, град/с	$\pm 15$
Отклонение масштабного коэффициента, не более, %	$\pm 0,05$
Паспортизованное значение нулевого сигнала, не более, град /ч	$\pm 1$
Случайное отклонение нулевого сигнала в запуске за 12 ч при постоянной температуре посадочной плоскости при времени осреднения 100 с, не более, град /ч ( $1\sigma$ )	$\pm 0,03$
Случайное отклонение нулевого сигнала от паспортного включая шумы в рабочем диапазоне температур и скорости изменения температуры, не более 0,15 град/мин при времени осреднения 100 с, не более, град /ч ( $1\sigma$ )	$\pm 0,3$
Масса, кг	2,7
Ресурс, ч	140 000
Диапазон рабочих температур посадочной плоскости, °С	от -30 до +40
Напряжение питания, В	23...28
Потребляемая мощность, Вт	25
Информационный интерфейс	МКО

## 1. ОБ ИСХОДНЫХ ДАННЫХ И МЕТОДАХ ИССЛЕДОВАНИЯ

Основные стадии жизненного цикла прибора, на которых можно оценить его характеристики, – изготовление, входной контроль в эксплуатирующей организации, наземные испытания в составе КА и работа при штатной эксплуатации в составе КА на орбите. На каждом этапе проводится проверка функционирования прибора и его параметров с регистрацией всех показаний. Для первых двух штатных приборов ВОБИС по показаниям на каждой стадии жизненного цикла дана сводная характеристика по следующим параметрам.

- 1) *Уровень шума сигнала угловой скорости ( $1\sigma$ )*, град /ч – оценка дана по значению вариации Аллана на периоде опроса 0,25 с (частота опроса – 4 Гц) [IEEE Recommended Practice...,2005; IEEE Standard Specification...,2006]. Метод вариации Аллана применяется для оценки случайных составляющих сигнала угловой скорости гироскопических приборов для различных типов датчиков угловых скоростей, не только ВОГ [Матвеев, Погорелов,2015]. Оценка уровня шума по единичному значению вариации Аллана является крайне частным случаем, для комплексной оценки параметров необходимо

- анализировать график вариации Аллана и давать оценку для каждой из случайных составляющих сигнала. Для сравнения, вариация Аллана (на периоде опроса) случайной составляющей, состоящей из белого шума, соответствует значению СКО.
- 2) *Нулевой сигнал*, град/ч – постоянная составляющая выходного сигнала при отсутствии входной угловой скорости, не зависящая от ее величины и знака. В данной работе определяется как среднее значение выходного сигнала угловой скорости в запуске за вычетом входной угловой скорости. Наземная проверка проводится в неподвижном положении, исследуемая ось чувствительности направлена вертикально вверх. Входная угловая скорость при этом соответствует проекциям угловой скорости вращения Земли на оси чувствительности измерительных каналов. При летных испытаниях входная скорость определяется как среднее значение, вычисленное по показаниям звездного датчика.
  - 3) *Изменение сигнала в запуске при постоянных условиях внешней среды (температура, давление, входная угловая скорость)*, град/ч – величина параметра дана по оценке разницы максимального и минимального значения показаний за вычетом шума в одном запуске. Уменьшение влияния шума производится путем усреднения сигнала с периодом 100...400 с (оптимальный период усреднения выбирается по минимальному значению графика вариации Аллана – с таким периодом усреднения, который наиболее эффективно устраняет влияние шума, но не фильтрует медленно текущие процессы, такие как дрейф).
  - 4) *Влияние температуры на нулевой сигнал*, град/ч – оценивается по ширине диапазона изменения нулевого сигнала в запуске для разных температурных условий.
  - 5) *Влияние изменения температуры на нулевой сигнал*, град/ч – изменение нулевого сигнала при изменении температуры со скоростями от  $-0,15$  до  $+0,15^\circ\text{C}/\text{мин}$  оценивается по отклонению сигнала, усредненного с периодом 100...400 с, от среднего в запуске.
  - 6) *Среднеквадратическое отклонение (СКО) сигнала с периодом усреднения 100 с* – параметр, комплексно оценивающий выходной сигнал прибора: по его величине можно оценить максимальные значения дрейфа (медленно текущих процессов) и дать оценку уровня шума выходного сигнала (readout noise). Например, если в показаниях прибора дрейф отсутствует, а шумовая составляющая соответствует белому шуму, то readout noise ( $1\sigma$ ) при периоде опроса 1 с будет в 10 раз меньше, чем СКО с периодом усреднения 100 с, при периоде опроса 0,25 с – в 20 раз меньше. Тем не менее, по данному параметру невозможно определить характеристики случайных составляющих сигнала и степень их влияния на этот параметр.
  - 7) *Отклонение масштабного коэффициента от паспортизованного значения не превышает величины 0,05% на конец срока жизни*, как показала наземная отработка, в том числе ресурсные испытания, для всех температурных условий. При эксплуатации прибора в составе КА на ГСО скорости вращения не превышают 20 град/ч, при этом влияние стабильности масштабного коэффициента на величину измеренной угловой скорости пренебрежимо мало и в данной работе не учитывалось.

## 2. УСЛОВИЯ ПРОВЕДЕНИЯ ИСПЫТАНИЙ И РЕЗУЛЬТАТЫ ОЦЕНКИ ПАРАМЕТРОВ

### 2.1. ИЗГОТОВЛЕНИЕ

Проверки приборов при изготовлении проводятся в термокамере с обеспечением требуемых значений температуры, заданных в программе испытаний ( $-35$ ,  $+20$  и  $+45^\circ\text{C}$ ), в запуске 12 ч температура изменялась не более чем на  $0,2^\circ\text{C}$ . Оценка влияния изменения температуры на нулевой сигнал проводится при изменении тем-



пературы со скоростью от  $-0,15$  до  $+0,15^{\circ}\text{C}/\text{мин}$  в диапазоне рабочих температур (от  $-35^{\circ}\text{C}$  до  $+45^{\circ}\text{C}$ ). Для каждой измерительной оси проводится отдельный запуск с ориентации «вертикально вверх», с учетом неоднократного проведения проверок при различных температурах набрана существенная статистическая база. Результаты оценки параметров приведены в табл. 2 и на рис.2-6.

Таблица 2. Параметры приборов ВОБИС1 и ВОБИС2 при изготовлении

Наименование параметра	Ось X	Ось Y	Ось Z
Уровень шума (1 $\sigma$ ), град/ч: – ВОБИС1 – ВОБИС2	0,4...0,9 0,4...2,0	0,5...0,9 0,5...1,9	0,5...0,8 0,5...1,1
Нулевой сигнал при $+20^{\circ}\text{C}$ , град /ч: – ВОБИС1 – ВОБИС2	0,09 -0,20	-0,14 0,33	0,09 -0,06
Нулевой сигнал при $+20^{\circ}\text{C}$ после механических испытаний, град /ч: – ВОБИС1 – ВОБИС2	0,07 0,23	0,10 0,58	0,57 -0,07
Изменение нулевого сигнала в градиентном запуске, град /ч: – ВОБИС1 – ВОБИС2	0,04 0,04	0,04 0,04	0,04 0,04
Изменение нулевого сигнала при постоянной температуре в диапазоне от $-35$ до $+45^{\circ}\text{C}$ , град /ч: – ВОБИС1 – ВОБИС2	0,09 0,10	0,24 0,38	0,10 0,33
Влияние на нулевой сигнал изменения температуры со скоростью $\pm 0,15^{\circ}\text{C}/\text{мин}$ в диапазоне от $-35^{\circ}\text{C}$ до $+45^{\circ}\text{C}$ , град /ч: – ВОБИС1 – ВОБИС2	0,17 0,45	0,50 0,47	0,23 0,51
СКО сигнала с периодом усреднения 100 с при постоянных температурах, град /ч: – ВОБИС1 – ВОБИС2	0,017 0,020	0,019 0,021	0,020 0,021
СКО сигнала с периодом усреднения 100 с при изменении температуры со скоростью $\pm 0,15^{\circ}\text{C}/\text{мин}$ в диапазоне от $-35$ до $+45^{\circ}\text{C}$ , град /ч: – ВОБИС1 – ВОБИС2	0,039 0,110	0,132 0,137	0,056 0,119

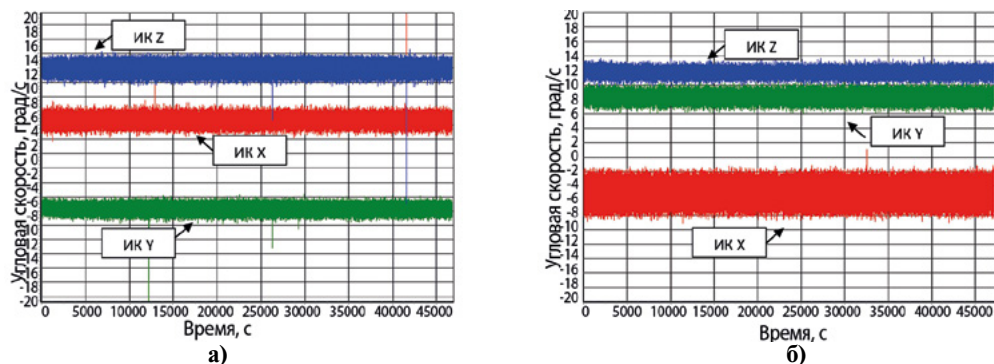


Рис. 2. График показаний ВОБИС1 (а) и ВОБИС2 (б) при температуре  $+20^{\circ}\text{C}$  (ось Z направлена вверх)

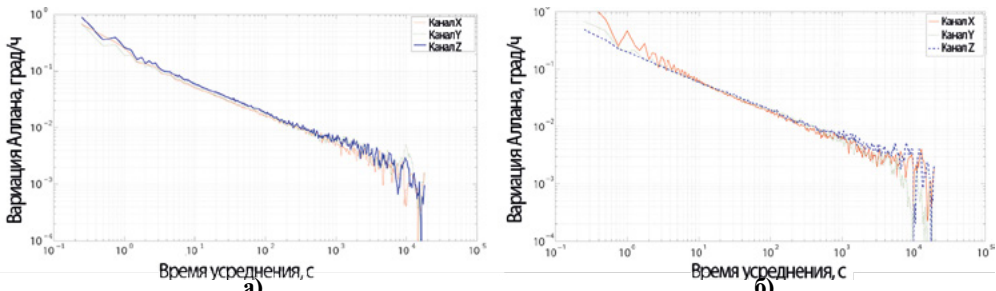


Рис. 3. График вариации Аллана показаний прибора ВОБИС1 (а) и ВОБИС2 (б) при работе в термокамере при температуре плюс 20°С и ориентации прибора осью Z вверх

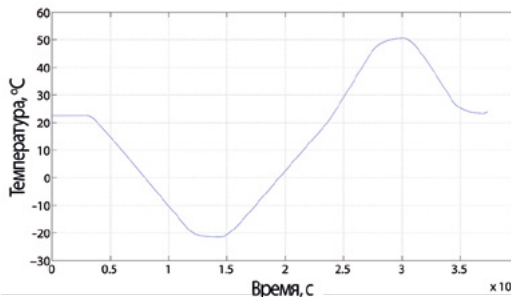


Рис. 4. График изменения температуры ВОБИС1 при «градиентном запуске» (по показаниям прибора)

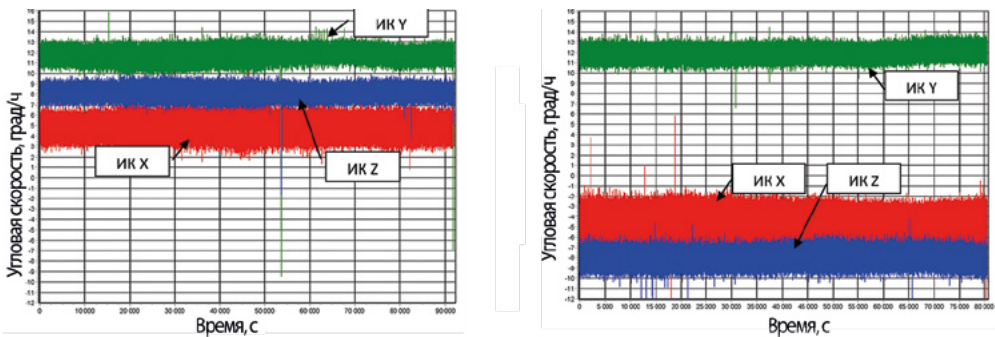


Рис. 5. График показаний ВОБИС1 (а) и ВОБИС2 (б) при «градиентном запуске» при проверке канала Y

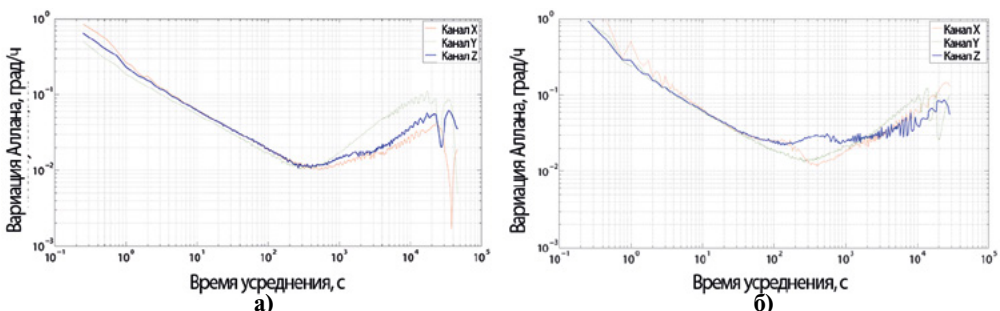


Рис. 6. График вариации Аллана показаний прибора ВОБИС1 (а) и ВОБИС2 (б) при «градиентном запуске» при проверке канала Y

## 2.2. ВХОДНОЙ КОНТРОЛЬ В АО «ИСС»

После поставки ВОБИС в эксплуатирующую организацию (АО «ИСС») приборы прошли проверки на стабильном основании в нормальных климатических условиях длительностью по 12 ч для каждой оси в ориентации «вертикально вверх». Изменение температуры в ходе испытаний составило 0,3...0,7°C для прибора ВОБИС1 и 0,8...1,5°C для прибора ВОБИС2. Результаты оценки параметров приведены в табл.3 и на рис.7.

Таблица 3. Результаты оценки параметров приборов ВОБИС при входном контроле

Наименование параметра	Ось X	Ось Y	Ось Z
Уровень шума (1 $\sigma$ ), град/ч:			
– ВОБИС1	0,31	0,34	0,38
– ВОБИС2	0,34	0,40	0,40
Нулевой сигнал, град /ч:			
– ВОБИС1	0,30	0,32	0,64
– ВОБИС2	0,29	0,60	0,26
Изменение нулевого сигнала в запуске, град /ч:			
– ВОБИС1	0,03	0,03	0,04
– ВОБИС2	0,04	0,08	0,06
СКО сигнала с периодом усреднения 100 сек, град /ч:			
– ВОБИС1	0,015	0,018	0,019
– ВОБИС2	0,016	0,025	0,026

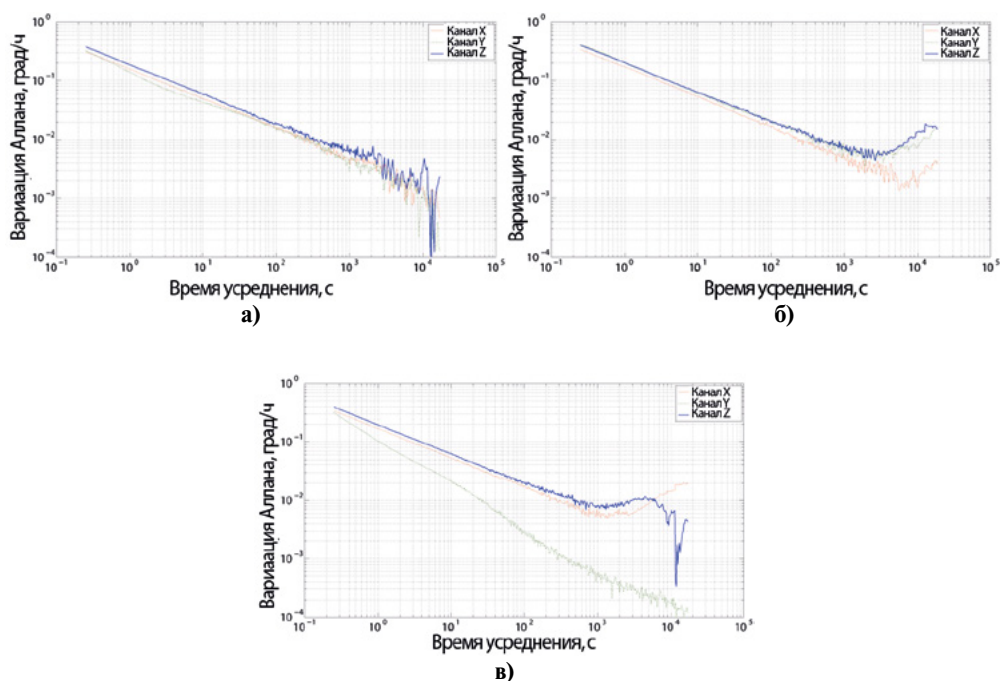


Рис. 7. ВОБИС1 (а) и ВОБИС2 (б) на стабильном основании при проведении входного контроля, (в) – проверка, при которой ось Y ВОБИС 2 ориентирована перпендикулярно оси вращения Земли

## 2.3. НАЗЕМНЫЕ ИСПЫТАНИЯ В СОСТАВЕ КА

На этапе наземных испытаний КА проходит проверки, в том числе в термовакуумной камере, где решаются задачи проверки работы системы терморегулирования и комплексной проверки оборудования при крайних значениях температур. Ширина диапазона изменения температур снаружи аппарата при испытаниях составила более 70°C, однако для приборов ВОБИС, находящихся внутри корпуса КА, наблюдаемый диапазон изменения температуры составил чуть более 40°C. По оценке, сделанной по показаниям термодатчиков, находящихся внутри приборов ВОБИС, температура основания прибора при испытаниях изменялась в диапазоне от -10°C до +30°C. Максимальная скорость изменения температуры при этом составила 0,32°C/мин. Результаты оценки параметров приведены в табл. 4 и на рис.8.

Таблица 4. Результаты оценки параметров приборов ВОБИС в составе КА

Наименование параметра	Ось X	Ось Y	Ось Z
Уровень шума (1σ), град/ч:			
– ВОБИС1	0,55	0,65	1,11
– ВОБИС2	0,62	0,73	0,68
Влияние на нулевой сигнал изменения температуры со скоростью ±0,3°C/мин в диапазоне от -10 до +30°C, град/ч:			
– ВОБИС1	0,30	0,66	0,48
– ВОБИС2	0,60	0,60	0,96
СКО сигнала с периодом усреднения 100 с, град/ч:			
– ВОБИС1	0,026	0,084	0,046
– ВОБИС2	0,182	0,047	0,074

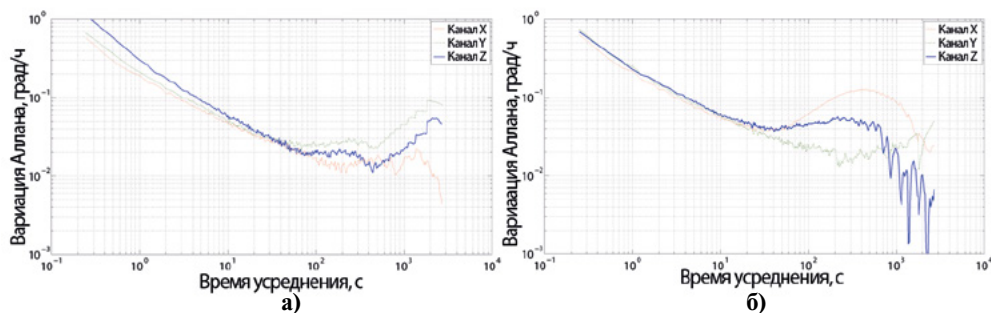


Рис. 8. График вариации Аллана угловой скорости с прибора ВОБИС1 (а) и ВОБИС2 (б)

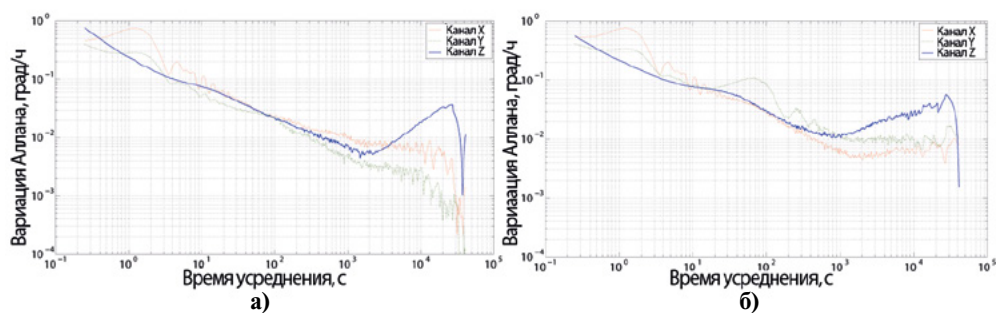
## 3. ЭКСПЛУАТАЦИЯ В СОСТАВЕ КА В УСЛОВИЯХ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА

### 3.1. РЕЗУЛЬТАТЫ ПОСЛЕ ОДНОГО ГОДА ЭКСПЛУАТАЦИИ

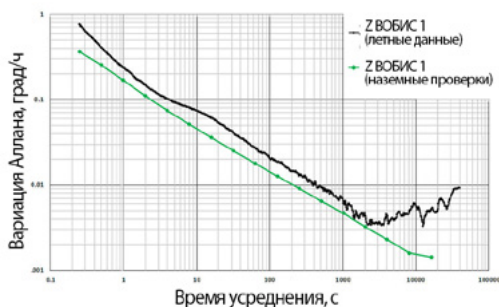
По результатам одного года эксплуатации в ноябре 2015 года проведена контрольная оценка показаний прибора. По показаниям термодатчиков, установленных в приборе, суточные колебания температуры составляют не более 2°C, скорость изменения температуры не превышает 0,03°C/мин. Результаты оценки параметров по 24-часовому запуску приведены в табл. 5 и на рис.9,10.

**Таблица 5.** Результаты оценки параметров приборов ВОБИС после одного года эксплуатации

Наименование параметра	Ось X	Ось Y	Ось Z
Уровень шума ( $1\sigma$ ), град/ч:			
– ВОБИС1	0,46	0,40	0,76
– ВОБИС2	0,53	0,43	0,56
Нулевой сигнал, град /ч:			
– ВОБИС1	-0,01	-0,29	0,14
– ВОБИС2	-0,04	0,03	-0,54
Изменение нулевого сигнала в запуске при суточных колебаниях температуры $2^{\circ}\text{C}$ , град /ч:			
– ВОБИС1	0,1087	0,0708	0,1342
– ВОБИС2	0,1021	0,1516	0,2668
СКО сигнала с периодом усреднения 100 с, град /ч:			
– ВОБИС1	0,0260	0,0180	0,0382
– ВОБИС2	0,0277	0,0211	0,0577



**Рис. 9.** График вариации Аллана угловой скорости с приборов ВОБИС1 (а) и ВОБИС2 (б)



**Рис.10 .** График вариации Аллана угловой скорости с прибора ВОБИС1 ось Z после учета влияния эксцентриситета орбиты

### 3.2. РЕЗУЛЬТАТЫ ПОСЛЕ 21-ГО МЕСЯЦА ЭКСПЛУАТАЦИИ

В июле 2016 года проведена очередная проверка характеристик прибора. Характеристики суточного колебания температур соответствуют ноябрю 2015 года. Результаты оценки параметров приведены в табл. 6 и на рис.11,12.

Таблица 6. Результаты оценки параметров приборов ВОБИС после 21-го месяца эксплуатации

Наименование параметра	Ось X	Ось Y	Ось Z
Уровень шума ( $1\sigma$ ), град/ч:			
– ВОБИС1	0,45	0,45	0,99
– ВОБИС2	0,52	0,43	0,70
Нулевой сигнал, град /ч:			
– ВОБИС1	0,042	0,018	0,73
– ВОБИС2	-0,006	0,34	-0,57
Изменение нулевого сигнала в запуске при суточных колебаниях температуры $2^{\circ}\text{C}$ , град /ч:			
– ВОБИС1	0,155	0,416	0,217
– ВОБИС2	0,159	0,441	0,254
СКО сигнала с периодом усреднения 100 сек, град /ч:			
– ВОБИС1	0,039	0,049	0,071
– ВОБИС2	0,040	0,058	0,076

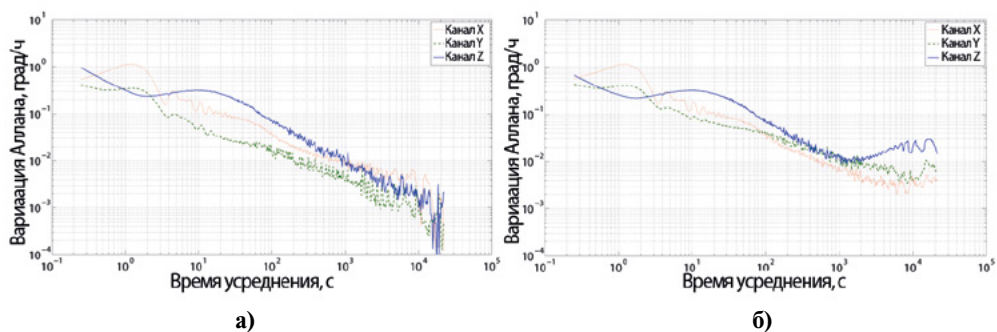


Рис.11. График вариации Аллана угловой скорости с прибора ВОБИС1 (а) и ВОБИС2 (б)

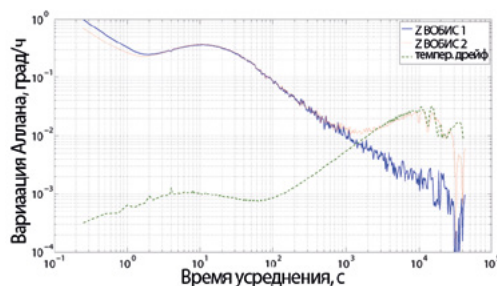


Рис.12. График вариации Аллана угловой скорости с каналов Z прибора ВОБИС1, ВОБИС2 и оценки изменения угловой скорости от влияния температуры

## 4. АНАЛИЗ ПОЛУЧЕННЫХ РЕЗУЛЬТАТОВ

### 4.1. УРОВЕНЬ ШУМА

На заводе-изготовителе испытания приборов проводятся в термокамерах, при этом уровень шума измерительных каналов отличается от запуска к запуску и имеет разброс в пределах от 0,4 до 2,0 град/ч ( $1\sigma$ ), причиной такого разброса является влия-

ние шумов рабочего места: при работе на развязанном фундаменте уровень шума имеет стабильные значения и для всех измерительных каналов находится в пределах от 0,3 до 0,4 град/ч ( $1\sigma$ ). При испытаниях в термокамере происходит передача вибраций на прибор от работы испытательного и прочего оборудования. Этот эффект проявляется в повышенном уровне шума сигнала прибора, на графике показаний в виде увеличенного разброса угловой скорости и на графике вариации Аллана в виде «пилы» в области времени усреднения 0,25...5 с (см.рис.3). При работе прибора на стабильном основании (развязанный фундамент) «пила» отсутствует (см.рис.7). В показаниях приборов при его работе в составе КА уровень шума также выше, чем на развязанном фундаменте. Вероятнее всего, это является следствием механической связи конструкции прибора с рабочим местом через корпус КА и шумом рабочего места (термобарокамеры).

При сравнении графиков вариации Аллана для этих двух случаев видно, что вибраций не оказывают сколько-нибудь значимого влияния на показания прибора при усреднении показаний с периодом более 10 с. Этот случай демонстрирует необходимость исследования всего частотного диапазона сигнала прибора при его проверках, так как предварительное усреднение показаний перед оценкой параметров может привести к несвоевременному выявлению дефекта, который может оказать влияние на работоспособность системы управления.

По результатам года эксплуатации в условиях космического пространства показания приборов демонстрируют сходимость уровней шумов измерительных каналов, оси которых сонаправлены, уровень шума по осям X и Y не превысил значения 0,5 град/ч ( $1\sigma$ ), что соответствует значениям, полученным при наземных проверках. По осям Z более высокий уровень шума объясняется колебаниями КА за счет работы приводов солнечных батарей.

## 4.2. НУЛЕВОЙ СИГНАЛ

На всех стадиях жизненного цикла величина нулевого сигнала не превысила значения допуска  $\pm 1$ град/ч. Как видно из приведенных данных, величины нулевых сигналов измерительных каналов на каждой стадии жизненного цикла отличались от предыдущих значений в пределах 0...0,8 град/ч, тем не менее оставались в допуске  $\pm 1$ град/ч. Изменения величины нулевого сигнала могли быть связаны с влиянием механического воздействия на прибор – механические испытания, снятие - установка прибора, вибрационные и ударные нагрузки при выведении или другими процессами, специфичными для данного типа приборов.

Логикой системы управления КА предусмотрено, что при эксплуатации КА на орбите, по показаниям звездных датчиков, ведется автоматическое определение нулевого сигнала датчиков угловой скорости - ВОБИС (калибровка). Значения нулевого сигнала, рассчитанные по результатам суточной проверки в июле 2016 года, отличаются от результатов последней калибровки (январь 2016 года) не более чем на 0,0001град/ч. Ожидается, что величина нулевого сигнала измерительных каналов приборов ВОБИС стабилизировалась и в дальнейшем не изменится. Ведется дальнейшее наблюдение за динамикой данного параметра.

## 4.3. ВЛИЯНИЕ ТЕМПЕРАТУРЫ

Проведенные при изготовлении проверки показали, что нулевой сигнал ВОБИС при постоянной окружающей температуре не изменяется. Рассчитанные значения изменения нулевого сигнала (усредненного с периодом 400 с) для всех каналов составляют 0,04 град/ч, что соответствует исключительно вкладу случайной составляющей типа «белый шум» в показания прибора: график вариации Аллана (см.рис.10) имеет только одну составляющую, с наклоном  $-1/2$ , что соответствует белому шуму. Высокая точность поддержания заданной температуры при проверках на заводе-изготовителе в термокамере (изменение температуры в пределах 0,2°C за 12 ч) исключило влияние температуры на показания прибора.

В то же время величины нулевых сигналов измерительных каналов при температурах  $-35, +20, +45^{\circ}\text{C}$  отличаются на различную величину для различных каналов ( $0,1...0,4$  град/ч). Из этого можно сделать вывод об индивидуальной степени чувствительности каждого измерительного канала.

Проверки на входном контроле проводились в нормальных климатических условиях и не обеспечивали высокой стабильности температуры - изменение температуры в ходе запусков составило  $0,3...0,7^{\circ}\text{C}$  для измерительных каналов прибора ВОБИС1 и  $0,8...1,5^{\circ}\text{C}$  для измерительных каналов прибора ВОБИС2. Такие условия проверок отразились на показаниях в виде увеличенного диапазона изменения нулевого сигнала (особенно для ВОБИС2) и незначительно на оценке СКО сигнала с периодом усреднения 100 с. Наиболее наглядно температурное влияние демонстрирует график вариации Аллана – вклад температурного влияния в показания прибора превышает вклад белого шума и при времени усреднения 1-5 ч значения на графике вариации Аллана начинают возрастать. Наглядно демонстрируется различная степень температурной чувствительности каждого измерительного канала.

Скорость изменения температуры при проверках на входном контроле крайне мала и не могла внести ощутимый вклад в показания прибора.

Размещение ВОБИС на КА проведено с учетом рекомендаций разработчика прибора по обеспечению стабильности суточного изменения температуры для минимизации искажения выходного сигнала: обеспечение узкого диапазона и низкой скорости изменения температуры. Из данных эксплуатации в составе КА на орбите следует, что приборам ВОБИС обеспечена относительно высокая температурная стабильность, за счет чего существенно минимизировано влияние температурной чувствительности на показания прибора.

#### 4.4. ВЛИЯНИЕ СКОРОСТИ ИЗМЕНЕНИЯ ТЕМПЕРАТУРЫ

Наибольшие отклонения выходного сигнала (до 1град/ч) зафиксированы при нагреве и охлаждении прибора со скоростями  $0,15...0,3^{\circ}\text{C}/\text{мин}$ . В данном случае на величину изменения нулевого сигнала повлияло сразу два фактора – чувствительность к температуре и чувствительность к изменению температуры. По результатам проведенных проверок чувствительность измерительных каналов к скорости изменения температуры представлена в табл.7.

**Таблица 7. Результаты оценки параметров**

Прибор	Чувствительность к изменению температуры [град/ч]/[ $^{\circ}\text{C}/\text{мин}$ ]		
	ось X	ось Y	ось Z
ВОБИС1	Не более +0,3	+1,0	-0,5
ВОБИС2	От -1,5 до -2,0	не более +1,0	+1,0

Как видно из полученных результатов, степень чувствительности каждого измерительного канала к скорости изменения температуры также индивидуальна.

По данным эксплуатации на орбите следует, что за счет низкой скорости изменения температуры на этом КА данный эффект не наблюдается и не оказывает влияния на работу системы управления.

#### 4.5. СКО СИГНАЛА С ПЕРИОДОМ УСРЕДНЕНИЯ 100 с

Значение данного параметра хорошо коррелируется с графиками вариации Аллана в области усреднения более 100 с, однако данный параметр не отражает характеристик случайных процессов с частотами более 0,01Гц.



#### 4.6. ВАРИАЦИЯ АЛЛАНА

Графики вариации Аллана для наземных испытаний в комплексе отражают уровни сразу нескольких рассмотренных выше параметров: шум, СКО сигнала с периодом усреднения 100 с, изменение сигнала от температурных условий.

В ходе наземных испытаний на входном контроле прибора ВОБИС2 была проведена проверка, при которой ось  $Y$  прибора была ориентирована перпендикулярно оси вращения Земли таким образом, что измеренная скорость равнялась нулю. В данном случае входной сигнал в цепи обратной связи в измерительном канале также равнялся нулю и его влияние при этом существенно снизилось (см.рис.7 в). Очевидно, что штатное функционирование прибора не ограничивается такими условиями, поэтому оценка параметров не должна проводиться при ориентации измерительной оси перпендикулярно оси вращения Земли, так как будет получен некорректный результат.

По графикам, построенным по показаниям лётной эксплуатации как в 2015, так и в 2016 году, видны периодические процессы по каналам  $X$  и  $Y$  с периодом около 3 с. Такому периоду соответствуют периоды колебаний механических систем космического аппарата - солнечных батарей, конструкций антенн и т.д.

Ось  $Z$  прибора перпендикулярна плоскости орбиты. В показаниях прибора ВОБИС1 за 2015 год видно влияние эксцентриситета орбиты. После учета влияния эксцентриситета орбиты на показания прибора построен график вариации Аллана (см.рис.10).

Графики вариации Аллана для прибора ВОБИС показывают наличие дрейфа в показаниях по каналу  $Z$  – увеличение отклонения сигнала в области времени усреднения 1...5 ч (см.рис.9). По данным, полученным в ходе наземных проверок, и данным об изменении температуры прибора на орбите дана оценка влияния суточного изменения температуры прибора на сигнал угловой скорости. График вариации Аллана, построенный по этой оценке, совпадает с экспериментальными данными канала  $Z$  (см.рис.12), исходя из чего можно сделать вывод о тепловой природе дрейфа и о повышенной чувствительности канала  $Z$  прибора к изменению температуры.

На параметры, полученные в ходе лётной эксплуатации, влияют следующие факторы: эксцентриситет орбиты, проведение коррекций и разгрузок маховиков, вибрации от работы исполнительных органов – маховичной системы и приводов поворота солнечных батарей, а также автоколебания конструкции аппарата, которые внесли вклад в величину параметров, приведенных в таблицах. С учетом этого оценка параметров приборов в ходе лётной эксплуатации должна проводиться с учетом режимов работы оборудования, систем управления и орбитального движения космического аппарата.

#### 4.7. ОПТИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Известно, что пропускные способности обычного оптического волокна ухудшаются под воздействием радиации. Для поддержания необходимого уровня светового потока на приемнике излучения необходимо увеличивать яркость свечения источника света увеличением тока накачки суперлюминесцентного диода (СЛД). При превышении предельного тока накачки нагрузка на СЛД возрастает многократно и ресурс элемента стремительно сокращается, что в дальнейшем приводит к отказу СЛД и, соответственно, прибора.

Измерения тока СЛД после 20 месяцев на ГСО показали, что величина тока соответствует значениям, измеренным при изготовлении, и после накопления дозы космической радиации не увеличилась. Это однозначно свидетельствует о высокой радиационной стойкости оптических элементов приборов ВОБИС.

#### ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В рамках опытно-конструкторской работы по техническому заданию и под контролем АО «ИСС» предприятием ООО НПК «Оптолинк» создан радиационностойкий волоконно-оптический гироскоп космического применения со сроком активного существования 15 лет.

По результатам анализа данных наземных проверок и почти двухлетнего срока эксплуатации в условиях космического пространства подтверждаются заявленные характеристики прибора и сохранение оптических свойств оптических элементов в условиях космической радиации. Такая стабильность характеристик и высокий уровень радиационной стойкости обеспечены за счет высокой эффективности технологии изготовления радиационно стойких оптических компонентов волоконно-оптических гироскопов. Созданный прибор обеспечивает выполнение целевых функций КА с перспективой дальнейшего повышения характеристик прибора при необходимости.

Анализом показано, что метод вариации Аллана позволяет в комплексе оценить случайные составляющие сигнала во всем диапазоне частот и степень влияния температуры на показания прибора. Рассмотрены частные случаи работы прибора и даны рекомендации по проведению проверок прибора.

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

## ЛИТЕРАТУРА

- [Korkishko,2016] Korkishko Yu. N., 2016 // IEEE International Symposium on Inertial Sensors and Systems 22-25 Feb. 2016. P.37 – 41.
- [Лунин и др., 2014] Лунин Б.С., Матвеев В.А., Басараб М.А./ Волновой твердотельный гироскоп. Теория и технология. М.: Радиотехника 2014. 176 с.
- [Матвеев, Погорелов, 2015] *Матвеев В.В., Погорелов М.Г.* Анализ погрешностей микромеханических гироскопов методом вариаций Аллана // Известия ТулГУ. Технические науки. 2015. Вып. 3. С. 123 - 135.
- [IEEE Recommended Practice...,2005] IEEE Recommended Practice for Inertial Sensor Test Equipment, Instrumentation, Data Acquisition and Analysis // IEEE Std 1554-2005.
- [IEEE Standard Specification...,2006] IEEE Standard Specification Format Guide and Test Procedure for Single-Axis Laser Gyros // IEEE Std 647-2006.

## FLIGHT TEST RESULTS OF FIBER OPTIC GYROSCOPE VOBIS

**S.V. Latyntsev<sup>1</sup>, I.B. Abdulminov<sup>1</sup>, G.P. Titov<sup>1</sup>, A.V. Ovchinnikov<sup>1</sup>, E.N. Yakimov<sup>1</sup>, Yu.N. Korkishko<sup>2</sup>, V.A. Fedorov<sup>2</sup>, V.E. Prilutskiy<sup>2</sup>, V.G. Ponomarev<sup>2</sup>, I.V. Morev<sup>2</sup>, D.V. Obuhovich<sup>2</sup>, S.M. Kostritskii<sup>2</sup>, A.I. Zuev<sup>2</sup>, V.K. Varnakov<sup>2</sup>, A.V. Belashenko<sup>2</sup>**

<sup>1</sup>Academician M.F. Reshetnev «Information Satellite Systems», Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, Russia

<sup>2</sup>Optolink RPC LLC, Moscow, Zelenograd, Russia

For the first time a Russian company developed a measuring angular velocity sensor based on fiber-optic gyroscopes for continuous operation in the spacecraft in GEO, HEO and low circular orbits. In the present study we presented the accuracy parameters of the two units at each stage of their life cycle, including the results of the tests after a long existence in the conditions of outer space.

*Keywords:* fiber optic gyroscope, angular rate sensor, spacecraft.

---

**Latyntsev** Sergey V. – design engineer, graduate student, lsv@iss-reshetnev.ru

**Abdulminov** Ildar B. – design engineer

**Titov** Gennadiy P. – chief specialist

**Ovchinnikov** Andrey V. – head of department

**Yakimov** Evgeniy N. – chief designer

**Korkishko** Yuri N. – general director, DPhMS, Professor

**Fedorov** Viatcheslav A. – technical director, DPhMS, Professor

**Prilutskiy** Victor E. – director of Saratov branch of RPC LLC Optolink

**Ponomarev** Vladimir G. – technical director of Saratov branch of RPC LLC Optolink, PhD

**Morev** Ivan V. – electronic engineer of Saratov branch of RPC LLC Optolink

**Obuhovich** Dmitry V. – head of sector of Saratov branch of RPC LLC Optolink

**Kostritskii** Sergey M. – technical director of Zelenograd branch of RPC LLC Optolink, DPhMS, Ass. professor

**Zuev** Alexander I. – director of Arzamas branch of RPC LLC Optolink

**Varnakov** Vasily K. – technical director of Arzamas branch of RPC LLC Optolink

**Belashenko** Alexander V. – chief technologist of Arzamas branch of RPC LLC Optolink.

# АВТОНОМНАЯ ОПТИЧЕСКАЯ НАВИГАЦИЯ НА ОКОЛОЛУННЫХ ОРБИТАХ И ПРИ ПОСАДКЕ НА ЛУНУ С ПОМОЩЬЮ СВЕРХШИРОКОУГОЛЬНОЙ КАМЕРЫ

**Б.С. Жуков, И.В. Полянский, С.Б. Жуков**

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

Автономная оптическая навигация на окололунных орбитах и при посадке на Луну может осуществляться с помощью сверхширокоугольной навигационной камеры с полем зрения  $\sim 180^\circ$ , функционирующей в комплексе со звёздными и инерциальными датчиками ориентации. Такая система позволит реализовать:

- начальную оценку положения космического аппарата (КА) на окололунных орбитах по горизонту Луны без необходимости использования априорной орбитальной информации;
- абсолютную навигацию на окололунных орбитах и на первом этапе основного торможения по контрольным точкам на поверхности Луны, которая позволяет оценить положение КА с точностью лучше 100 м;
- относительную навигацию на меньших высотах на участке основного торможения по смещению ориентиров на последовательных изображениях;
- оценку боковой скорости КА по смещению ориентиров и построение карты риска с выбором безопасного места посадки на заключительном этапе посадки - вертикальном спуске.

Примером реализации сверхширокоугольной навигационной камеры для автономной оптической навигации в лунных проектах является «Камера обзора системы посадки (КОСП)», эскизное проектирование которой проведено в ИКИ РАН.

*Ключевые слова:* автономная оптическая навигация, навигация по горизонту, навигация по контрольным точкам, посадка на Луну, выбор места посадки.

## ВВЕДЕНИЕ

Основными задачами миссий ЛУНА-ГЛОБ, ЛУНА-РЕСУРС и следующих за ними лунных миссий является исследование полярных районов Луны с посадочных аппаратов. Надежность и эффективность системы управления космического аппарата на всех этапах этих миссий можно повысить путем использования системы автономной оптической навигации в дополнение к традиционным наземным и бортовым навигационным системам.

На окололунных орбитах указанных миссий – круговой с высотой  $\sim 100$  км и предпосадочной эллиптической, на которой высота КА изменяется от  $\sim 100$  до  $\sim 20$  км, – автономная оптическая навигация может дополнять траекторные измерения, выполняемые наземными радиотехническими системами, повысить точность и оперативность определения параметров орбиты, а на предпосадочной орбите – также уточнить момент начала торможения.

На этапе основного торможения, когда КА движется вдоль поверхности Луны к району посадки, постепенно снижаясь от  $\sim 20$  до  $\sim 2$  км, точность априорного прогноза траектории КА ухудшается от нескольких сотен метров в начале торможения до нескольких десятков километров в конце торможения, что заставляет выбирать для посадки максимально ровные районы размером в десятки километров. Повысить точность вывода КА в район посадки, уменьшить его размеры до сотен метров и обеспечить возможность посадки в районах, представляющих бóльший научный

---

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

Полянский Иван Валерьевич - главный конструктор проекта, ivpolyan@cosmos.ru

Жуков Станислав Борисович - инженер, sbzhukov@mail.ru

интерес, можно только за счет автономной оптической навигации по ориентирам на поверхности Луны.

После выхода КА в заданный район и в начале вертикального спуска с высоты ~2 км задачей автономной оптической навигации может быть выбор наиболее безопасного места посадки и контроль боковой скорости КА вплоть до момента касания. Для решения этой задачи система оптической навигации должна взаимодействовать с другими приборами управления посадкой – инерциальными датчиками, лазерными высотомерами и в перспективе – со сканирующими лидарами.

В работе анализируются требования к навигационной камере для решения указанных задач, определяются её ориентировочные характеристики и приводится пример её реализации. Навигационная камера должна работать в комплексе с приборами определения ориентации КА (звёздными и инерциальными датчиками).

## АВТОНОМНАЯ ОПТИЧЕСКАЯ НАВИГАЦИЯ НА ОКОЛОЛУННЫХ ОРБИТАХ И НА ЭТАПЕ ОСНОВНОГО ТОРМОЖЕНИЯ

Для начального определения положения КА на окололунной орбите может использоваться как априорная орбитальная информация, так и навигация по горизонту, позволяющая сделать систему оптической навигации полностью автономной. Навигация по горизонту основана на детектировании дуги горизонта на изображении, получаемом навигационной камерой, аппроксимации пучка векторов направлений на точки горизонта эллиптическим конусом и оценки по нему направления на КА и его высоты [Жуков и др., 2015].

Для реализации навигации по горизонту навигационная камера должна захватывать всю или большую часть дуги горизонта. Поскольку на орбитах высотой от 100 до 20 км угловой размер Луны составляет 140...160°, для навигации по горизонту должна использоваться сверхширокоугольная навигационная камера (СШНК) с полем зрения ~180°. Разрешение такой камеры на горизонте должно быть не хуже среднеквадратического отклонения высот поверхности Луны, которое составляет ~2 км. Для этого достаточно использовать в камере матричное фотоприемное устройство (ФПУ) размером 2000x2000 пикс., что обеспечит с указанных высот разрешение на горизонте 0,4...0,9 км.

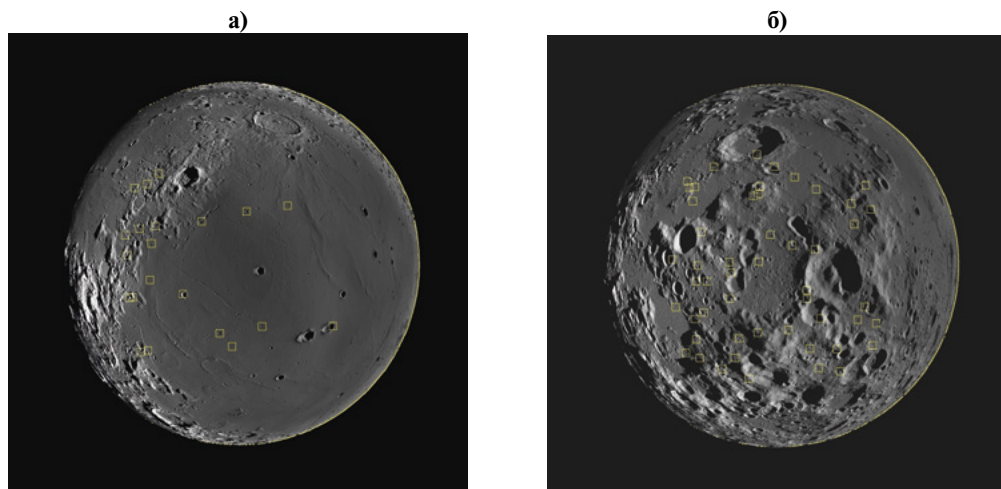
Для оценки точности навигации по горизонту Луны проводилось моделирование изображений СШНК с использованием топографической модели Луны LOLA256P ([http://imbrium.mit.edu/BROWSE/LOLA\\_GDR/CYLINDRICAL.html](http://imbrium.mit.edu/BROWSE/LOLA_GDR/CYLINDRICAL.html)), фотометрической модели отражения лунного грунта Хапке [Hapke, 1993] и распределения параметров модели Хапке по поверхности Луны из работы [Sato et al., 2014]. В качестве иллюстрации на рис.1 показаны модельные снимки СШНК, получаемые с высоты 100 км на разных широтах при движении КА по меридиану 45° в.д. на юг к предполагаемому району посадки КА «Луна-Глоб». В соответствии

**Таблица 1.** Ошибки навигации по горизонту и по контрольным точкам (КТ) с высоты 100 км на меридиане 45° в.д. при угле 10° между плоскостью орбиты и плоскостью терминатора (цифры в скобках – число детектированных КТ)

Широта, град.	Высота Солнца, град.	Метод навигации	Ошибки определения положения КА, м		
			по долготе	по широте	по высоте
0	10	по горизонту	320	2500	690
		по КТ (21)	36	10	97
25	9,1	по горизонту	2610	4460	160
		по КТ (51)	21	0,7	67
50	6,4	по горизонту	7290	1850	3580
		по КТ (58)	87	21	59
70	3,4	по горизонту	2030	3610	1690
		по КТ (27)	297	70	-66

со сценарием миссии, предусматривающим выход на окололунную орбиту и посадку в утренние часы, угол между плоскостью орбиты и плоскостью терминатора задавался равным  $10^\circ$ . При этом высота Солнца в подспутниковой точке уменьшается от  $10^\circ$  на экваторе до  $3,4^\circ$  на  $70^\circ$  ю.ш.

Результаты оценки положения КА по детектированной дуге горизонта приведены в табл.1. Несмотря на сильное затенение, особенно в околополярных районах, снижающее точность навигации по горизонту, ошибки определения координат подспутниковой точки не превышали 7,3 км, а высоты КА – 3,6 км.



**Рис.1.** Модельные изображения Луны, получаемые СШНК с полем зрения  $180^\circ$  с высоты 100 км на меридиане  $45^\circ$  в.д. и широтах  $0$  (а), и  $25^\circ$  (б),  $50$  (в) и  $70^\circ$  ю.ш. (г) детектированные дуги горизонта и контрольные точки показаны жёлтым цветом

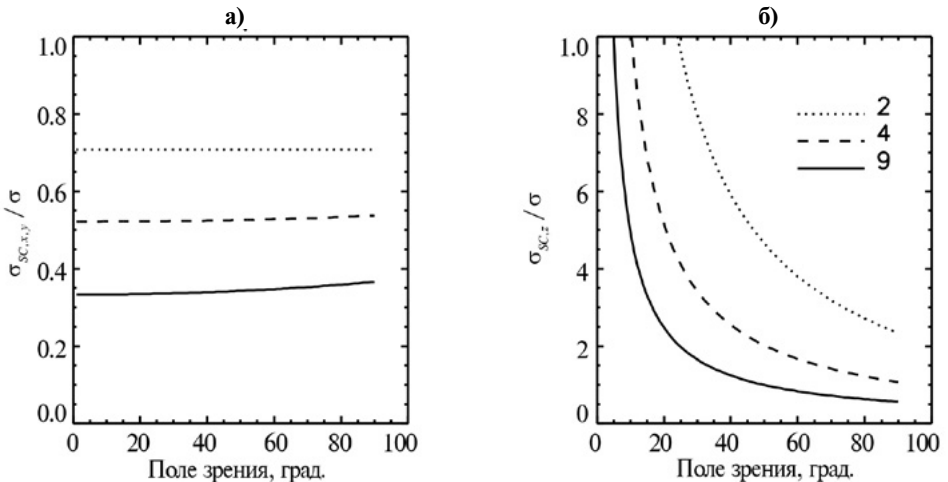


При уменьшении высоты КА точность навигации по горизонту ухудшается из-за влияния рельефа. Аналогичное моделирование показало, что на высоте 50 км максимальные ошибки определения координат подспутниковой точки увеличиваются до  $\sim 10$  км, а при дальнейшем уменьшении высоты резко возрастают. Повысить точность навигации по горизонту на более низких орбитах можно путем сопоставления линии горизонта на изображении с рассчитанной по топографической

модели Луны. Однако эта задача значительно более трудоёмка в вычислительном отношении – проще увеличить область поиска при навигации по контрольным точкам.

Навигация по КТ сводится к определению положения КА по распознанным на изображении КТ, привязанным к селенографической системе координат. Для того чтобы иметь возможность выполнить это по отдельным изображениям, необходимо идентифицировать на них не менее двух КТ (при условии независимых измерений ориентации КА). При идентификации на изображениях одной КТ определяется направление на неё, которое может также использоваться для уточнения орбиты после накопления измерений в баллистическом фильтре.

Для априорной оценки точности навигации по КТ предположим, что число распознанных на изображении КТ  $N$  изменяется от 2 до 9 и что КТ находятся в центре одного из  $3 \times 3$  квадратов, на которые разбито изображение. Для этого случая отношение среднеквадратической ошибки (СКО) оценки координат КА по одному изображению к СКО координат КТ  $\sigma$  показано на рис.2. Здесь  $\sigma$  учитывает как ошибки географической привязки КТ, так и разрешение камеры. Предполагается, что ошибки в координатах КТ для разных КТ статистически независимы. В этом случае ошибки оценки горизонтальных координат КА всегда меньше  $\sigma$ , слабо зависят от поля зрения камеры и убывают как  $1/\sqrt{N}$ . Ошибки оценки высоты КА также убывают как  $1/\sqrt{N}$ , однако быстро возрастают при уменьшении поля зрения камеры. Например, для того чтобы при использовании 2-4 КТ они не превышали  $\sigma$ , поле обзора камеры должно составлять  $60...90^\circ$ . Учитывая также возможность больших (до  $45^\circ$ ) отклонений ориентации КА от местной вертикали, оптимальным решением и в этом случае будет использование СШНК с полем зрения  $\sim 180^\circ$  и динамический выбор фрагмента изображения с полем обзора  $\pm 45^\circ$  около направления местной вертикали. Это направление может определяться на том же изображении по результатам детектирования горизонта.



**Рис. 2.** Среднеквадратические ошибки оценок горизонтальных (а) и вертикальной (б) координат КА в зависимости от поля зрения камеры и числа распознанных КТ (цифры у кривых) по отношению к ошибке координат КТ

Поскольку текстура изображений Луны определяется прежде всего её рельефом (за исключением случая малых фазовых углов), изображение КТ существенно зависит от направлений освещения и наблюдения. Вследствие этого в базе данных КТ Луны необходимо хранить не их изображения, а трехмерные модели их рельефа и для прогнозируемых направлений освещения и наблюдения рассчитывать эталонные изображения КТ. Базу КТ на поверхности Луны можно построить, исполь-

зую топографические модели её поверхности. Для глобальной орбитальной навигации подходит имеющаяся в настоящее время модель LOLA256P с горизонтальным разрешением 118м ([http://imbrium.mit.edu/BROWSE/LOLA\\_GDR/CYLINDRICAL.html](http://imbrium.mit.edu/BROWSE/LOLA_GDR/CYLINDRICAL.html)). СШНК с ФПУ 2000x2000 пикс. уже на высоте 100 км обеспечит сопоставимое разрешение 150 м.

Для сокращения времени обработки изображения и уменьшения вероятности ошибок в установлении соответствия КТ важное значение имеет ограниченные области их поиска на изображении. При использовании на начальном этапе результатов навигации по горизонту область поиска может составлять  $\pm(10...20)$  км. По мере накопления измерений и уточнения орбиты размер этой области может быть уменьшен до сотен метров. Для сокращения времени обработки при большой области поиска используется иерархический подход, когда КТ ищется сначала по загрубленному изображению, а потом ее положение уточняется по исходному.

Примеры детектирования априорно выделенных КТ на модельных изображениях Луны показаны на рис.1 для тех же изображений, которые были использованы выше для моделирования навигации по горизонту.

Ошибки определения координат КА в большинстве случаев на превышали 100м, за исключением случая съемки при высоте Солнца  $3,4^\circ$ , когда в условиях сильного затенения ошибка достигала  $\sim 300$ м.

На этапе основного торможения при снижении КА с 20 до 2 км поле обзора поверхности будет уменьшаться от 40 до 4 км (в угле  $\pm 45^\circ$  около направления в надира), а разрешение СШНК – улучшаться от 30 до 3 м в варианте ФПУ размером 2000x2000 пикс. Поэтому для навигации по КТ на всём этапе основного торможения необходимо создание сети КТ с разрешением не хуже 5...10 м. Создание требуемых для этого топографических моделей высокого разрешения на участке подлёта к потенциальным районам посадки лунных миссий является приоритетной задачей стереосъемки Луны с орбитального КА «Луна-Ресурс-1 ОА».

При невозможности навигации по КТ на малых высотах необходимо переходить на относительную навигацию. В этом случае навигация осуществляется по смещению на последовательно получаемых изображениях «относительных» ориентиров, т.е. ориентиров, определяемых по самому изображению и априорно не привязанных к селенографической системе координат. Такие ориентиры могут выбираться на изображениях, например, с помощью детекторов углов [Визильтер и др., 2010].

В отличие от случая навигации по КТ, ошибки прогноза положения КА на каждом шаге относительной навигации накапливаются. Точность относительной навигации особенно сильно зависит от величины интервала углов, под которыми ориентиры наблюдаются на последовательных изображениях. Учитывая также возможные отклонения камеры на угол до  $45^\circ$  от гравитационной вертикали, оптимальным решением и в этом случае будет использование СШНК с полем зрения  $\sim 180^\circ$ .

## **АВТОНОМНАЯ ОПТИЧЕСКАЯ НАВИГАЦИЯ НА ЭТАПЕ ВЕРТИКАЛЬНОГО СПУСКА**

На этапе вертикального спуска относительную навигацию для оценки высоты использовать нецелесообразно, так как ошибки измерений высоты будут накапливаться и достигать максимума на самом важном участке – при приближении к поверхности. Для этого необходимо использовать измерения лазерных высотомеров, а относительная навигация по измерениям СШНК может их органически дополнить измерениями боковой скорости, к которым высотомеры менее чувствительны.

Если относительное горизонтальное смещение ориентиров на изображении измеряется с точностью  $\sigma \sim 1$  пикс., то ошибки оценки горизонтальных смещений КА можно оценить как  $D\sigma/\sqrt{N}$ , где  $D$  – линейное разрешение на поверхности,  $N$  – число использованных ориентиров. Поскольку линейное разрешение СШНК будет улучшаться с высотой от единиц метров в начале вертикального спуска до единиц сантиметров в его конце, точность измерения боковой скорости будет улучшаться от единиц метров в секунду в начале спуска до единиц сантиметров в секунду вблизи поверхности. Для того чтобы на малых высотах, где угловая ско-



рость смещения ориентиров в поле зрения камеры увеличивается, ориентиры, выбранные на предыдущем изображении, не выходили за край следующего изображения, оптимальным и в этом случае является использование СШНК с полем зрени  $\sim 180^\circ$  с динамическим выбором поля обзора  $\pm 45^\circ$  около местной вертикали.

Альтернативный способ измерений высоты – стереоизмерения – требует использования двух посадочных камер и может обеспечить достаточную точность лишь на высотах менее  $\sim 100$  м вследствие нестабильности взаимной ориентации таких камер в условиях вибрации при работе тормозных двигателей.

Важной функцией СШНК может быть построение карты риска и выбор по ней наиболее безопасной площадки для посадки КА. Безопасной считается площадка с общим наклоном менее  $20^\circ$  на базе  $\sim 3$  м (расстояние между опорами КА) без камней и других неровностей рельефа высотой более  $\sim 0,2$  м, на которые может опереться днище КА.

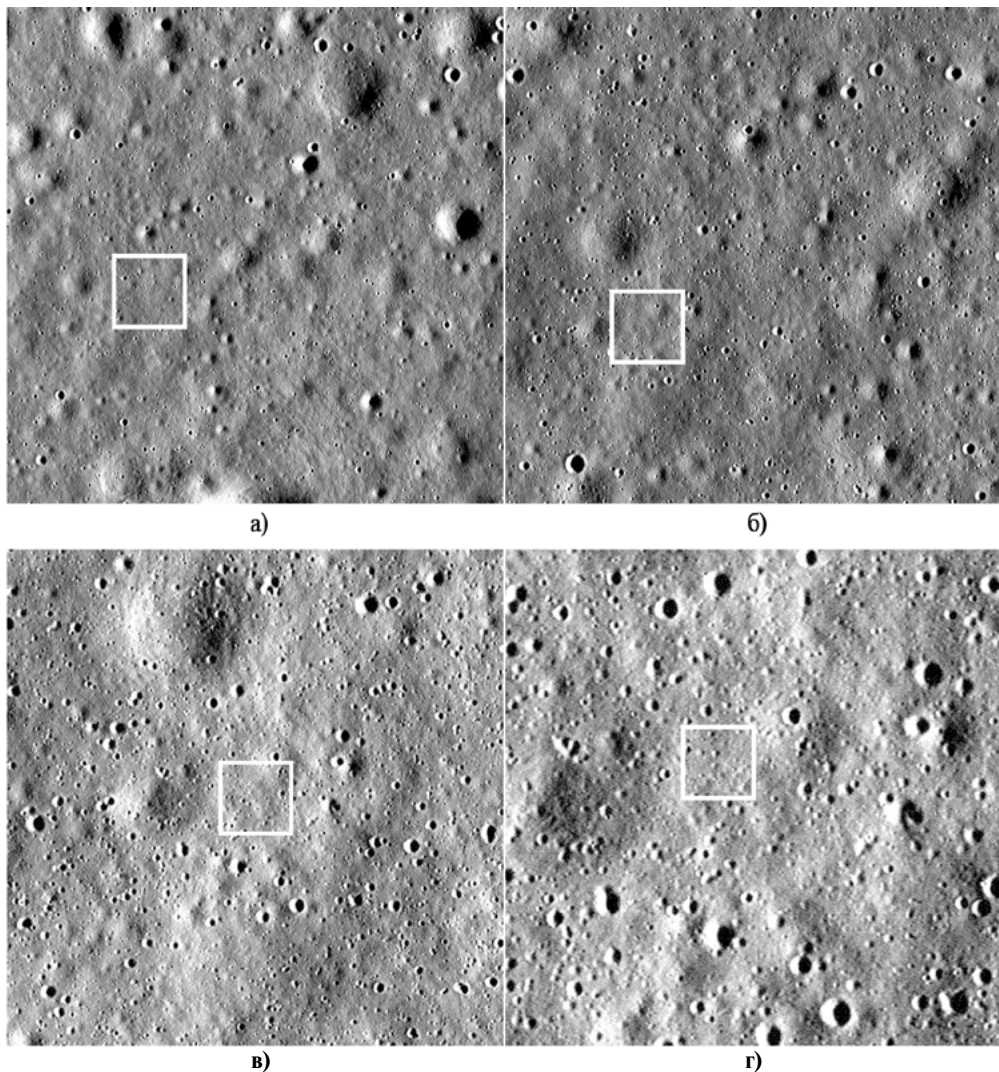
Карта риска, построенная по оптическим изображениям, может дополнять и резервировать карту, построенную по данным лидарного сканирования. Достоинствами оптического метода по сравнению с лидарным являются простота реализации, относительно небольшие вычислительные затраты, отсутствие необходимости в стабилизации снижения КА и возможность идентификации затенённых районов, которые следует избегать при посадке. Поскольку в реальном времени построение детальной трехмерной модели поверхности является чрезвычайно трудоёмкой задачей и, кроме того, точности стереоизмерений на высотах более  $\sim 100$  м не достаточно для этой цели, для построения карты риска может быть использован фотометрический метод, разработанный для проекта ФОБОС-ГРУНТ [Жуков, Жуков, 2011]. В этом случае изображение анализируется в движущемся окне и в качестве критерия риска используется дисперсия яркости изображения в окне с дополнительным учётом наличия теней и близости крупных яркостных неоднородностей поверхности.

Недостаток данного метода – его нечувствительность к возможным большим наклонам поверхности на базе, превышающей размеры анализирующего окна, что может иметь место на склонах больших кратеров. Хотя район посадки обычно выбирается так, чтобы большие кратеры и другие большие неровности рельефа в нём отсутствовали, анализировать структуру поверхности следует с момента начала вертикального спуска, выбирая вначале большой размер окна (например,  $\sim 1$  км), что позволяет надежно детектировать кратеры указанного размера. Далее изображение анализируется в пределах наиболее безопасного окна, выбранного на предыдущем шаге, с уменьшением размера окна с высотой так, чтобы на высоте принятия окончательного решения размер окна равнялся требуемому размеру посадочной площадки (10...20 м). Для уменьшения влияния мелких неоднородностей на дисперсию яркости изображений проводится сглаживание изображений, причем коэффициент сглаживания постепенно уменьшается с высотой. На высоте принятия решения сглаживание не проводится.

Сверхширокоугольная навигационная камера с полем зрения  $\sim 180^\circ$  позволит реализовать на этапе вертикального спуска максимально большой обзор поверхности с учётом отклонений ориентации КА от вертикали. Камни высотой  $0,2$  м обычно имеют не меньший размер по горизонтали. Диаметр кратера, приводящего к выступам поверхности величиной  $0,2$  м, обычно составляет не менее  $2$  м, а приводящего к наклонам более  $20^\circ$  на базе  $3$  м – не менее  $5$  м [Жуков, Жуков, 2011]. Кроме того, в условиях посадки в полярных районах при малой высоте Солнца неровности поверхности имеют высокий контраст и длинные тени. Поэтому для того чтобы опасные неровности высотой  $\geq 0,2$  м были видны на изображении, достаточно горизонтального разрешения  $0,1...0,2$  м. При использовании ФПУ  $2000 \times 2000$  пикс. они могут быть распознаны на изображениях СШНК, полученных на высоте  $65...130$  м. Увеличение разрешения СШНК в 2 раза за счет использования ФПУ большего размера позволит увеличить высоту выбора безопасной площадки до  $130...260$  м.

Пример выбора безопасного места посадки на последовательности изображений Луны показан на рис.3. Для этого использовались изображения места посадки КА Apollo 11, полученные камерой LROC/NAC в миссии LUNA RECONNAIS-

SANCE ORBITER с разрешением 0,52 м, которые последовательно заглублялись в 2 раза для моделирования изображений, получаемых с разных высот. Можно сделать вывод об адекватном выборе наиболее безопасной площадки на всей последовательности изображений.



**Рис.3.** Выбор наиболее безопасного места посадки на последовательности изображений лунной поверхности с разрешением: а - 4,16 м; б - 2,08 м; в - 1,04 м; г - 0,52 м; исходные изображения получены LROC/NAC с разрешением 0,52 м

## ВАРИАНТ РЕАЛИЗАЦИИ СВЕРХШИРОКОУГОЛЬНОЙ КАМЕРЫ

Для определения варианта реализации сверхширокоугольной навигационной камеры в ИКИ РАН проведено эскизное проектирование прибора под названием «Камера обзора системы посадки (КОСП)» для лунной посадочной миссии ЛУНА-РЕСУРС. Внешний вид камеры показан на рис. 4а, а оптическая схема её объектива – на рис. 4б. В качестве ФПУ используется КМОП-матрица CMV4000 размером 2048x2048 пикс. Характеристики КОСП приведены в табл.2. Предусмо-

требуется использование двух идентичных камер – орбитальной, ориентированной перпендикулярно продольной оси КА так, чтобы её оптическая ось была направлена в сторону Луны на окололунных орбитах и на участке основного торможения, и посадочной, ориентированной вниз вдоль оси КА, для работы на этапе вертикального спуска.

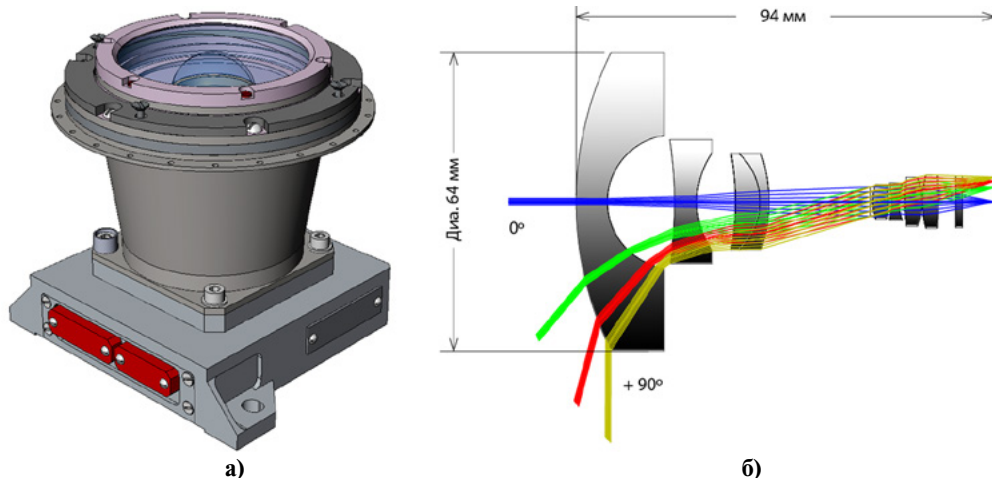


Рис.4. Внешний вид КОСП (а) и оптическая схема её объектива (б)

Таблица 2. Основные характеристики КОСП

Фокусное расстояние, мм	3,5
Относительное отверстие	1 : 2,5
Спектральная зона, мкм	0,55...0,85
Поле зрения, град	180
Размер кадра, пикс.	2048 x 2048
Угл. разрешение, угл. мин	5,3
Разрешение на горизонте, м:	
H = 100 км	920
H = 20 км	410
Разрешение на поверхности, м:	
H = 100 км	153
H = 20 км	30
H = 2 км	3,0
H = 10 м	
Масса, кг	0,6
Энергопотребление, Вт	2

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Автономная оптическая навигация позволяет улучшить точность определения орбит окололунных КА, радикально уменьшить ошибки приведения КА к району посадки и выбрать безопасное место посадки. Для реализации этих задач оптимальным является использование сверхширокоугольных навигационных камер с полем зрения ~180°. В качестве примера реализации такой камеры рассматривается «Камера обзора системы посадки (КОСП)», эскизное проектирование которой проведено для миссии ЛУНА-РЕСУРС.

## ЛИТЕРАТУРА

- [Визильтер и др., 2010] *Визильтер Ю.В., Желтов С.Ю., Бондаренко А.В., Осоков М.В., Моржин А.В.* Обработка и анализ изображений в задачах машинного зрения. М.: Физматлит, 2010. 672 с.
- [Жуков, Жуков, 2011] *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.
- [Жуков и др., 2015] *Жуков Б.С., Жуков С.Б., А.А. Фори.* Возможности навигационных измерений по лимбу Земли в видимом и ближнем ИК-диапазоне // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2015. Т.12. №2. С. 61-76.
- [Hapke, 1993] *Hapke B.* Theory of Reflectance and Emittance Spectroscopy. Cambridge Univ. Press: New York, 1993. 455 p.
- [Sato et al., 2014] *Sato H., Robinson M.S., Hapke B., Denevi B.W., Boyd A.K.* Resolved Hapke parameter maps of the Moon // J. Geophys. Res.: Planets. 2014. V. 119. Issue 8. P. 1775-1805.

## **AUTONOMOUS OPTICAL NAVIGATION AT LUNAR ORBITS AND DURING LANDING ON THE MOON USING AN EXTRA-WIDE-ANGLE CAMERA**

**B.S. Zhukov, I.V. Polyansky, S.B. Zhukov**

Space Research Institute RAS, Moscow, Russia

Autonomous optical navigation at lunar orbits and during landing on the Moon can be performed using an extra-wide-angle camera with a field-of-view of  $\sim 180^\circ$  in combination with s/c attitude measurements by star and inertial sensors. This would allow:

- initial s/c position estimation at lunar orbits using horizon observations that would make a priori orbit forecast unnecessary;
- absolute navigation using reference points at lunar orbits and during the first phase of the main braking that can provide s/c position estimation accuracy of better than 100 m;
- relative navigation by measuring displacements of features in consecutive images at lower altitudes during the main braking;
- s/c horizontal velocity estimation, risk mapping and landing site selection during the final landing stage of vertical descent.

As an example of an extra-wide-angle camera for autonomous optical navigation, Landing System Survey Camera (KOSP) for Luna-Resurs mission is described, with phase A design completed at IKI RAN.

*Keywords:* autonomous optical navigation, horizon navigation, reference points navigation, landing on the Moon, landing site selection.

---

**Zhukov** Boris Sergeevich – senior scientist, PhD, bzhukov@iki.rssi.ru  
**Polyansky** Ivan Valerievich – principal designer, ivpolyan@cosmos.ru  
**Zhukov** Stanislav Borisovich – engineer, sbzhukov@mail.ru

# ТОЧНОСТЬ И НАДЕЖНОСТЬ ОПТИЧЕСКОЙ НАВИГАЦИИ, ФОРМИРОВАНИЕ ТЕСТОВОЙ БАЗЫ ИЗОБРАЖЕНИЙ БЕРЕГОВЫХ ЛИНИЙ

**В.А. Гришин, Т.В. Кондратьева**

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

В статье рассмотрены два вопроса, тесно связанные с точностью и надежностью оптической навигации. Во-первых, это требования, предъявляемые к навигационным ориентирам. В качестве одного из классов объектов, пригодных для навигации, рассмотрены береговые линии, которые не требуют хранения информации об их трехмерной форме. Отмечается тот факт, что возможности по расширению классов объектов, используемых для навигации, очень тесно связаны с интервалом обновления информации о подстилающей поверхности. Во-вторых, рассмотрены подходы к формированию тестовых баз изображений, необходимых для разработки алгоритмов навигации, проверки программ, приемно-сдаточных испытаний.

*Ключевые слова:* Оптическая навигация, навигационные ориентиры, точность, надежность, карты береговых линий, тестовые базы изображений береговых линий.

## ВВЕДЕНИЕ

Все большее внимание в настоящее время уделяется использованию оптических методов навигации. Одной из причин является то, что такие методы навигации пассивные, что обеспечивает их высокую устойчивость к подавлению.

Ключевыми параметрами навигационной системы являются точность и надежность навигации. На надежность навигации существенным образом влияет то, что оптические системы видимого и ближнего ИК-диапазонов (Near-infrared) не являются всепогодными и всесуточными. В этом плане, конечно, более интересны системы, работающие в области больших длин волн (Mid and Long wavelength infrared). Такие системы менее чувствительны к влиянию находящихся в воздухе аэрозоль (улучшаются показатели всепогодности). Кроме того, на длинноволновом конце ИК-диапазона собственного излучения объектов оказывается достаточно для их наблюдения без использования внешней подсветки (тем самым обеспечивается всесуточность). Тем не менее, малая стоимость, масса и габариты систем видимого и ближнего ИК-диапазонов являются серьезными аргументами в пользу таких систем.

На точность и надежность навигации оказывают влияние различные факторы. В частности, это параметры аппаратуры (спектральный диапазон, чувствительность, разрешение, поле зрения, точность коррекции геометрических искажений, кадровая частота и т.д.). Кроме того, важными являются алгоритмические и программные факторы, определяющие эффективность обработки информации. И, наконец, влияет то, какие объекты используются в качестве ориентиров для навигации. При этом, хотя все указанные факторы, несомненно, важны, определяющее влияние на точность и надежность навигации оказывает, все-таки, именно последний фактор.

## ХАРАКТЕРИСТИКИ ОРИЕНТИРОВ, ПРЕДНАЗНАЧЕННЫХ ДЛЯ НАВИГАЦИИ

Можно кратко перечислить основные показатели классов объектов, предназначенных для навигации.

---

**Гришин** Владимир Александрович — старший научный сотрудник, к.т.н., доцент, vgrishin@iki.rssi.ru

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

- 1) Интервал разрешений (расстояний), в котором можно использовать данный класс ориентиров, т.е. возможно как надежное распознавание, так и достаточно точное визирование. Вне этого интервала использование ориентира бессмысленно. Здесь важна разрешающая способность датчика и расстояние до ориентира.
- 2) Информативность класса объектов; она связана с п.1 и определяет:
  - уникальность объекта в пределах области неопределенности;
  - точность локализации объекта.
- 3) Легкость распознавания (возможность построения быстрых, а, главное, надежных алгоритмов распознавания).
- 4) Слабая зависимость от ракурса наблюдения и расстояния.
- 5) Точность топографической привязки.
- 6) Стабильность во времени.
- 7) Слабая зависимость от погоды и сезонов.

Уникальным объектом с точки зрения интервала разрешений являются береговые линии [GSHHG, 2016]. Рассмотрим эти показатели для указанного объекта.

- 1) Интервал высот, с которых можно использовать - приблизительно от сотен метров до 50 000 км.
- 2) Информативность класса объектов.
  - Значительная протяженность объекта и его фрактальный характер обуславливают широкий интервал пространственных частот контуров береговых линий и, следовательно, уникальность для разных размеров области неопределенности.
  - Те же причины обеспечивают **потенциально** высокую точность локализации объектов.
- 3) Объекты в виде линий, как правило, легче распознавать, чем площадные объекты неправильной формы с нечеткой границей, а уж тем более — трехмерные объекты.
  - Слабая зависимость от ракурса наблюдения и расстояния, а также от положения Солнца, определяется практически двумерным характером объекта и его размерами. Это резко упрощает задачу синтеза эталонов, поскольку синтез трехмерного эталона требует наличия достаточно точной трехмерной модели и учета характера освещения (например — солнечное освещение формирует резкие тени, если же облачный слой экранирует прямые солнечные лучи, то резких теней не будет).
- 4) Точность топографической привязки сильно варьируется (приблизительно от 50 до 500 м).
- 5) Стабильность во времени обусловлена:
  - процессами формирования/разрушения берегов;
  - приливами/отливами, определяемыми положением Солнца и Луны; необходимо отметить, что приливы и отливы для океанских берегов хорошо прогнозируются, в отличие от паводков и засухи для внутренних водоемов;
  - нагонными эффектами;
  - для внутренних водоемов и рек — балансом осадков, стока и испарения.
- 6) Слабая зависимость от погоды и сезона характерна для океанов и морей, исключая приполярные области, где возможно образование льда.

Вообще говоря, **необходимо расширять классы объектов, используемых для навигации**. Дело в том, что океанские береговые линии располагаются на довольно большом расстоянии друг от друга. И в процессе полета аппарата между береговыми линиями происходит накопление ошибок инерциальной навигации. К сожалению, выбор объектов жестко ограничивается разрешением датчика (расстоянием до поверхности). Пожалуй, единственным доступным вариантом расширения класса используемых объектов является снижение требований по стабильности и точности ориентиров. В этих условиях критически важным становится

**период обновления информации** в навигационных базах. Чем этот период меньше, тем больше объектов может быть использовано для навигации. Кроме того, для решения задач навигации целесообразно использовать RANSAC-подобные процедуры формирования оценок по противоречивым данным, а также процедуры адаптации решений, основанные на знаниях (например — разливы рек, пересыхание озер и т.п.).

Необходимым условием получения высоких характеристик по точности и надежности навигации является процесс отработки методов, алгоритмов и программ, а также самих приборов. Для решения этих задач, а также для проведения приемно-сдаточных испытаний необходимо иметь базу изображений береговых линий. Единственным способом подтверждения характеристик по точности и надежности измерений до установки прибора на борт являются испытания по изображениям из этой базы.

Данный подход является классическим в том смысле, что он уже многие годы используется, например, при отработке и проверке систем распознавания лиц, номерных знаков автомобилей, печатного и рукописного текста и т.д.

### ФОРМИРОВАНИЕ БАЗЫ ИЗОБРАЖЕНИЙ БЕРЕГОВЫХ ЛИНИЙ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ И ПОДТВЕРЖДЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ПО ТОЧНОСТИ И НАДЕЖНОСТИ ИЗМЕРЕНИЙ

В настоящее время создано довольно большое количество баз изображений, предназначенных для отработки разнообразных алгоритмов распознавания. В качестве примера можно сослаться на базы изображений лиц [Face Images, 1996], [Face Database, 2014], [Database of Faces, 1994], [Face Place, 2013], [Labeled Faces, 2016], отпечатков пальцев [FVC2000, 2000], различных предметов [COIL-20, 1996], [COIL-100, 1996], [SOIL-47], [NORB, 2004], рукописных цифр и букв [MNIST, 2012].

Вообще говоря, при формировании такой базы ключевым требованием являются хорошие метрологические свойства формируемого множества изображений. Для формирования базы изображений береговых линий целесообразно использовать результаты съемки Земли приборами КМСС [КМСС, 2013], [Кондратьева и др., 2013], установленными на космических аппаратах “Метеор-М”. С результатами съемки можно познакомиться, например, на сайте ФГБУ «НИЦ «Планета» [Планета, 2016]. Важным аргументом в пользу такого решения является то, что в этом случае существенно упрощается решение проблем, связанных с формированием и обработкой изображений, поскольку данные приборы разрабатывались в ИКИ.

Для отработки методов, алгоритмов, программ, приборов навигации целесообразно сформировать тестовую базу изображений с отбором по следующим факторам:

- точность карты [Балдина и др., 2016].
- стабильность береговой линии [Балдина и др., 2016].
- слабое влияние приливов и отливов; поскольку батиметрической информации нет, контроль может производиться наложением карты на конкретное изображение.

В базу включаются изображения, для которых отклонение береговой линии от карты под влиянием всех факторов не должно превышать заданной величины. Точность навигационной информации целесообразно контролировать по базе ориентиров LANDSAT [Landsat, 2016]. При выполнении этих условий можно будет гарантировать удовлетворительный метрологический уровень формируемой базы изображений.

Кроме того, для каждого изображения должны определяться следующие параметры:

- оценивается длина береговой линии;
- оценивается длина береговой линии, свободная от облаков (>90, 80-90%, 70-80% и т. д.), а также степень прозрачности облаков;
- для каждого изображения оценивается матрица ошибок измерений (численно-аналитически).

Эти параметры используются для отбора изображений для двух групп. Первая группа включает изображения, используемые для оценки точности навигации. Требованиями, предъявляемыми к этой группе, являются достаточно большая длина береговой линии, малое количество облаков <10%, хорошая форма береговой линии, определяемая по оценке матрицы ошибок измерений.

Вторая группа включает изображения с разбиением по относительной длине береговой линии, закрытой облаками (<10%, 10-20%, 20-30% и т.д.) и используется для отработки и тестирования алгоритмов в условиях наличия облаков. Таким образом, проверяется работа алгоритмов статистических решений при наличии облаков. Результаты работы таких алгоритмов зависят от значений выставленных порогов срабатывания, определяющих вероятности ложных срабатываний и пропуска (необнаружения облаков). Необходимо отметить, что наличие облаков не только уменьшает информативность, но и порождает аномальные ошибки навигации в случае ошибок распознавания. В частности, в случае полупрозрачных облаков, которые еще позволяют наблюдать береговую линию, возможны ложное срабатывание алгоритмов статистических решений и потеря информации. Таким образом, степень прозрачности облаков также должна учитываться.

Помимо отработки алгоритмов обнаружения облаков, данная группа пригодна для отработки методов селекции аномальных измерений и отработки методов грубого поиска.

Рассмотрим влияние формы (информативности) береговой линии. По форме наблюдаемой береговой линии изображения можно условно разбить на несколько групп (рис. 1.):

- линейные;
- Г-образные;
- П-образные и более информативные.

Линейная форма обуславливает вырождение матрицы ошибок (и соответственно большие ошибки измерений по нескольким координатам). Г-образная форма дает меньшую размерность вырожденного пространства. П-образная форма дает невырожденное пространство и невырожденную матрицу ошибок.

Для оценки точности навигации необходимо использовать П-образную форму береговых линий. Линейную и Г-образную формы целесообразно использовать для проверки расчета матрицы ошибок и устойчивости измерений. Данная классификация упрощенная. Более точной характеристикой является гистограмма, по оси абсцисс которой откладывается ориентация участка границы, а по оси ординат – суммарная длина соответствующих участков

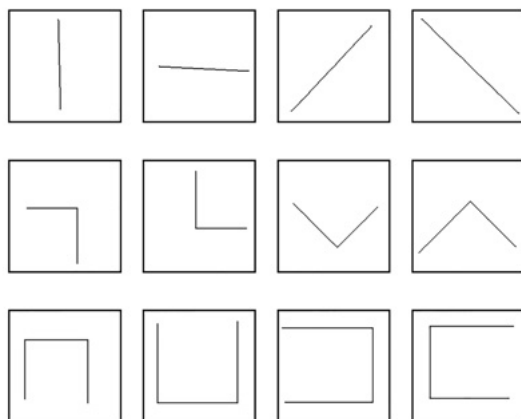


Рис. 1. Схематическое изображение формы береговых линий.

Верхний ряд – линейные, средний ряд – Г-образные, нижний ряд – П-образные



Необходимо отметить, что наблюдается сильная зависимость ошибок измерений от положения изображения в поле зрения. Из-за наличия значительных корреляционных связей ошибки «перетекают» между разными измеряемыми координатами. Для анализа этих эффектов целесообразно использовать искусственные изображения.

В настоящее время для тестирования используется очень ограниченный набор из трех изображений, который прогоняется **после каждой модификации программы**. Необходимость такого контроля обусловлена тем, что логическая структура программы достаточно сложна, и необходимо выполнять проверку отсутствия «побочных» эффектов выполненных коррекций. Одно из тестовых изображений представлено на рис.2. Можно отметить наличие как полупрозрачных облаков, покрывающих значительную часть изображения, так и плотных облаков, закрывающих часть береговой линии.

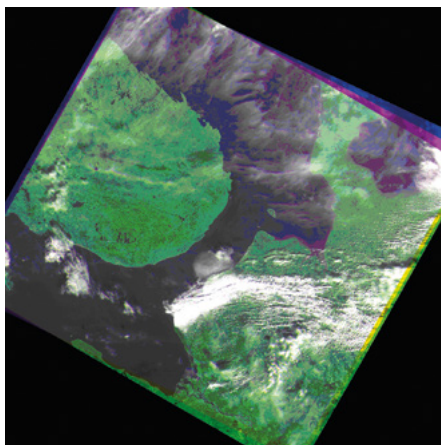


Рис. 2. Одно из трех тестовых изображений

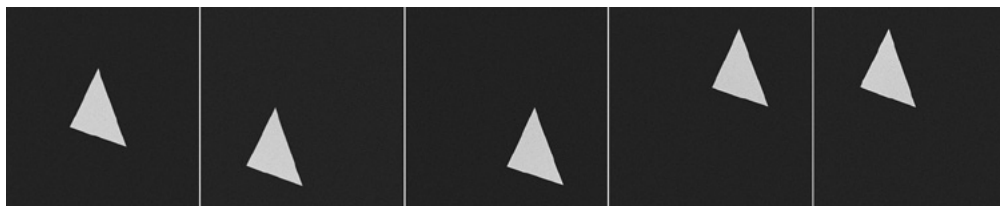
На рисунке представлено изображение в трех спектральных каналах. Для навигации используется канал, соответствующий красной и ближней ИК-области спектра, в которых контраст между океаном и берегом максимален.

Тестовые изображения формируются из bsq-файлов, получаемых в результате обработки информации, принятой с камеры КМСС. Указанные bsq- файлы имеют очень большой размер и из них с помощью «виртуальной камеры» формируются изображения размером 1000х1000 пикселей, которые обрабатываются программой навигации. Разности между координатами виртуальной камеры, использованными при формировании изображений из bsq- файла, и полученными в результате измерений программой навигации, представлены в табл. 1. Проверка привязки координат в bsq-файлах по базе ориентиров LANDSAT не производилась.

Таблица 1. Сравнение оценок координат с координатами, заданными при синтезе изображений

Файл изображений	Разница координат, м по широте	Разница координат, м по долготе	Разница координат, м по высоте	Ошибка оценки угла курса, град
202_000919_0_0_04_bsq_16b	48,6	59,6	299,9	0,018411
202_000991_0_0_10_bsq_16b	81,3	60,6	407,1	0,022302
202_000819_0_0_12_bsq_16b	57,9	182,8	996,3	0,020822

Для проверки точности измерений, оценки зависимости ошибок от положения объекта в поле зрения и проверки области сходимости алгоритма синтезировано пять искусственных изображений, представленных на рис. 3. В качестве тестового объекта взят треугольник, стороны которого не параллельны ни одной изосейстра. Для этого была подготовлена карта в координатах «долгота» и «широта». По карте сформировано изображение на поверхности эллипсоида (модель Земли) с шагом дискретизации  $0,00025^\circ$ , что приблизительно соответствует 27 м на поверхности Земли. Изображение треугольника фиксировалось виртуальной камерой с размером проекции пикселя на поверхность эллипсоида порядка 600 м. После формирования изображение подвергалось фильтрации нерекурсивным фильтром, имитирующим функцию рассеяния точки реальной камеры. Кроме того, добавлялся белый гауссов шум.



**Рис. 3.** Набор синтезированных изображений

Для каждого изображения запуск производился из начальной точки, соответствующей положению виртуальной камеры в момент съемки, а также из восьми точек в окрестности со смещением  $\pm 0,2^\circ$  по широте и долготе. Так проверялась область сходимости алгоритма. Результаты оценивания средних квадратических ошибок (СКО) представлены в табл.2 для всех пяти изображений.

**Таблица 2.** Средние квадратические ошибки оценивания координат

Средние квадратические ошибки, м по долготе	Средние квадратические ошибки, м по широте	Средние квадратические ошибки, м по высоте
99,3	10,0	65,8
397,7	312,9	108,5
381,5	266,0	116,6
174,2	277,7	105,2
158,3	278,8	96,9

Следует отметить, что минимальные ошибки наблюдались для первого изображения, которое находится приблизительно в центре поля зрения. При смещении изображения от центра кадра вследствие нелинейности процесса измерений возникает систематическая ошибка оценивания высоты, которая входит в СКО, представленные в таблице. В среднем, по искусственным изображениям ошибки определения координат получились несколько большими, чем по естественным (см.табл.1) за счет меньшей длины береговой линии искусственных изображений.

Поскольку трудоемкость создания базы изображений непосредственно зависит от ее объема, то остановимся на этом вопросе. Для оценки точности навигации достаточно нескольких десятков изображений. Для оценки качества распознавания облаков достаточно нескольких десятков изображений, максимум – порядка сотни. Если же ставится задача получения более или менее надежных статистических оценок, то в этом случае количество изображений может быть несколько сотен - тысяч.

Для работы с базой изображений и обработки алгоритмов создано программное обеспечение, работающее в пакетном режиме с выдачей массивов отладочной информации. Экран программы, предназначенной для анализа отладочной информации, с основным меню представлен на рис. 4.

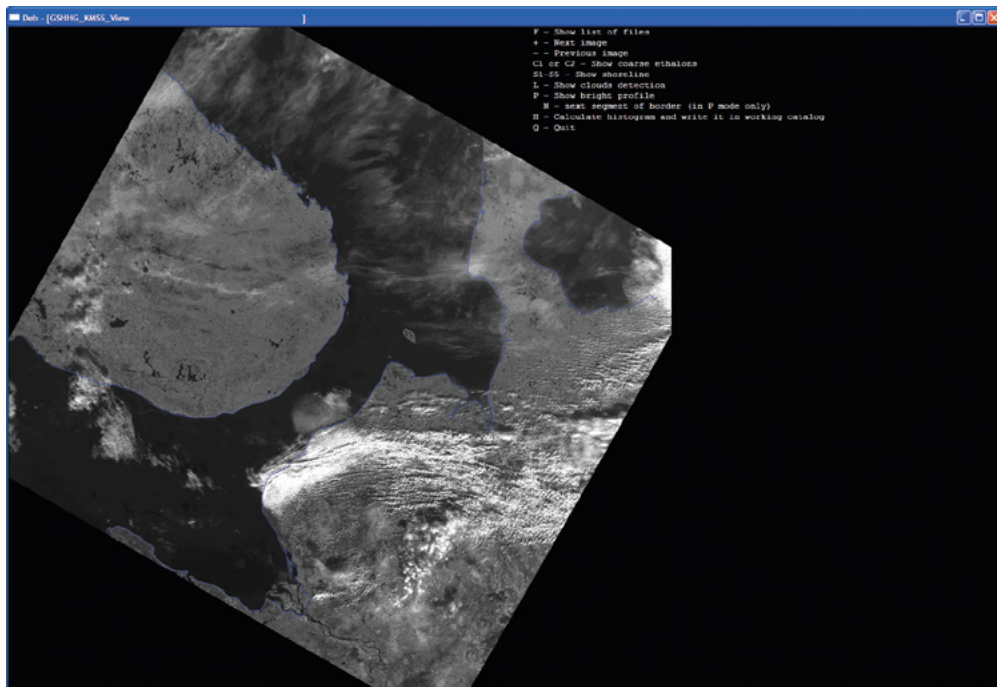


Рис. 4. Программа анализа отладочной информации, формируемой программой навигации

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Для решения задачи повышения точности и надежности оптической навигации необходимо расширение классов объектов, используемых в качестве навигационных ориентиров. При этом критически важным условием является максимальное сокращение периода обновления навигационных баз данных, что позволит использовать ориентиры, менее стабильные по времени. Ограничивающим фактором является наличие (а точнее - отсутствие) трехмерных моделей, а также значительное увеличение вычислительной сложности при синтезе эталонных изображений по трехмерным моделям. Расширение классов объектов, используемых для навигации, приводит к использованию менее надежных ориентиров и требует развития алгоритмов навигации по противоречивым данным, обусловленным тем, что часть ориентиров может не распознаваться или распознаваться неправильно.

Для отработки методов, алгоритмов и программ навигации по изображениям Земли, а также для статочных испытаний приборов необходимо создать тестовую базу изображений. Эту базу целесообразно создавать на основе снимков, полученных с камер КМСС. В базу целесообразно включать те берега, которые являются устойчивыми по результатам оценок МГУ [Балдина и др., 2016] и отклонение карты береговых линий от реальных изображений не слишком велико. С целью исключения влияния приливов/отливов и нагонных явлений целесообразно выполнить проверку на степень совпадения используемых изображений с картой. Необходимо также проверить их привязку по базе ориентиров LANDSAT. Целесообразно также включить в базу и искусственно синтезированные изображения (для оценки влияния положения границы в поле зрения).

## ЛИТЕРАТУРА

- [GSHHG, 2016] A Global Self-consistent, Hierarchical, High-resolution Geography Database. URL: <https://www.soest.hawaii.edu/pwessel/gshhg/>.
- [Face Images, 1996] URL: <ftp://ftp.iam.unibe.ch/pub/Images/FaceImages/>.
- [Face Database, 2014] The University of Oulu Physics-Based Face Database. URL: <http://www.cse.oulu.fi/CMV/Downloads/Pbfd?page=facedatabase/facedatabase.php>.
- [Database of Faces, 1994] The Database of Faces. <http://www.cl.cam.ac.uk/research/dtg/attarchive/facedatabase.html>.
- [Face Place, 2013] Face Place. URL: [http://wiki.cnbc.cmu.edu/Face\\_Place](http://wiki.cnbc.cmu.edu/Face_Place).
- [Labeled Faces, 2016] Labeled Faces in the Wild Home. <http://vis-www.cs.umass.edu/lfw/>.
- [FVC2000, 2000] Fingerprint Verification Competition. URL: <http://bias.csr.unibo.it/fvc2000/databases.asp>.
- [COIL-20, 1996] Columbia University Image Library. URL: <http://www1.cs.columbia.edu/CAVE/software/softlib/coil-20.php>.
- [COIL-100, 1996] Columbia University Image Library. URL: <http://www1.cs.columbia.edu/CAVE/software/softlib/coil-100.php>.
- [SOIL-47] Surrey Object Image Library URL: <http://www.ee.surrey.ac.uk/CVSSP/demos/colour/soil47/>.
- [NORB, 2004] THE NORB DATASET, V1.0 URL: <http://www.cs.nyu.edu/~ylclab/data/norb-v1.0/>.
- [MNIST, 2012] THE MNIST DATABASE of handwritten digits. URL: <http://yann.lecun.com/exdb/mnist/index.html>.
- [KMCC, 2013] Комплекс многозональной спутниковой съемки (KMCC). <http://of0.ikiweb.ru/msu.php>.
- [Кондратьева и др., 2013] *Кондратьева Т.В., Никитин А.В., Полянский И.В.* Точность координатной привязки видеоданных камер МСУ-100/50 КА «Метеор-М» №1 // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2013. Т. 10. №3. С. 160-175.
- [Планета, 2016] Федеральное Государственное Бюджетное Учреждение «Научно-исследовательский центр космической гидрометеорологии «Планета». URL: (<http://planet.rssi.ru/index1.html>).
- [Балдина и др., 2016] *Балдина Е.А., Бессонов Р.В., Гришин В.А., Жуков Б.С., Харьковец Е.Г.* Оценка возможности использования карты береговых линий GSHHG для автономной оптической навигации космических аппаратов // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2016. Т. 13. № 3. С. 217-228.
- [Landsat, 2016] Landsat Ground Control Point Search. URL: [http://landsat.usgs.gov//ground\\_control\\_points.php](http://landsat.usgs.gov//ground_control_points.php).

## ACCURACY AND RELIABILITY OF THE OPTICAL NAVIGATION, FORMATION OF SHORELINE IMAGES TEST BASE

**V.A. Grishin, T.A. Kondratieva**

Space Research Institute of Russian Academy of Sciences, Moscow, Russia

The article discusses two issues that are closely related to the accuracy and reliability of the optical navigation. Firstly, it is a requirement for navigational landmarks. Shorelines are considered as a class of suitable for navigation landmarks. Two-dimensional character of shorelines is a serious advantage. Note the fact that extension of object classes, which can be used for navigation, is closely related to the Earth surface information update period. Secondly, approach to formation of shoreline images test base is considered. Such base is needed for navigation algorithm development, program verification, acceptance tests.

*Keywords:* optical navigation, landmarks, accuracy, reliability, shoreline maps, test base of shoreline images.

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

Г.Н. Румянцев<sup>1</sup>, А.В. Ляшенко<sup>2</sup>, А.А. Игнатьев<sup>2</sup>, Г.М. Проскуряков<sup>2</sup>, М.В. Поздняков<sup>2</sup>

<sup>1</sup> ФГУП «Научно-производственный центр автоматика и приборостроения имени академика Н.А. Пилюгина» (НПЦАП), Москва, Россия

<sup>2</sup> ОАО «Институт Критических Технологий», Саратов, Россия

Статья посвящена исследованию вопросов, связанных с повышением точности и надёжности систем ориентации и навигации (СОН) за счёт комбинирования средств измерений с использованием принципа функциональной избыточности информации. Рассмотрены алгоритмы комбинированной СОН, включающей в свой состав магнитно-инерциальный модуль.

*Ключевые слова:* ориентация, навигация, отказоустойчивость, комбинированные системы, магнитометрия, функциональная избыточность информации.

Настоящее и будущее развития человеческой цивилизации связаны с космосом и ракетно-космической техникой (РКТ). Объекты РКТ являются сложными и дорогостоящими комплексами (баллистические ракеты дальнего действия (БРДД), ракеты-носители (РН) с пусковыми установками и сами космические аппараты (КА)), к системам ориентации и навигации которых предъявляются высокие требования точности, надёжности, помехоустойчивости и отказоустойчивости.

От успешности или неуспешности пуска ракеты зависят экономическая и экологическая; индивидуальная, корпоративная и военная; национальная, планетарная и глобальная безопасности. С учётом возможных последствий от нарушений в работе РКТ к системам ориентации и навигации (СОН) объектов РКТ предъявляются дополнительные специфические требования обеспечения встроенного контроля, самодиагностики и **отказоустойчивости**.

В настоящее время на объектах РКТ в основном применяются платформенные (ПСОН), бесплатформенные (БСОН) инерциальные, астрономические (АСОН) и гибридные (ГСОН) системы ориентации и навигации, в которых достижение высоких показателей точности и надёжности работы объектов обеспечивается ценой усложнения, удорожания, а также снижения уровня технологичности и контролепригодности навигационных систем.

Одним из путей избавления от отмеченных недостатков является увеличение количества средств измерений (СИ) и их резервирование, при этом обеспечиваются условия **структурно-информационной избыточности**. Такой подход обычно решает проблему повышения точности и надёжности, но, как правило, приводит к увеличению стоимости, массы и габаритов навигационных систем.

Для примера в табл. 1 приведены основные характеристики некоторых из разработанных в НПЦАП им. академика Н.А. Пилюгина бесплатформенных измерительных навигационных блоков [Межирицкий, 2012].

Анализ табл. 1 показывает, что бесплатформенный инерциальный блок БИБ-4 и модуль навигационной системы ВД30 построены по схеме комплексирования с использованием структурно избыточного числа ( $n > 3$ ) векторных датчиков (акселерометров и гироскопов). Это обеспечивает определённую отказоустойчивость. Модуль ВД30 допускает до двух отказов любых датчиков.

---

**Румянцев** Геннадий Николаевич — руководитель научно-теоретического отделения, д.т.н., профессор, otd01@npcap.ru

**Ляшенко** Александр Викторович — генеральный директор-генеральный конструктор, д.т.н., профессор, kbkt@renet.ru

**Игнатьев** Александр Анатольевич — зам. генерального директора-генерального конструктора, д.ф.-м.н., профессор, kbkt@renet.ru

**Проскуряков** Герман Михайлович — начальник отдела, к.т.н., доцент, kbkt@renet.ru

**Поздняков** М.В. — начальник отдела программирования, к.ф.-м.н., kbkt@renet.ru

Таблица 1. Основные характеристики некоторых разработанных НПЦАП им. академика Н.А. Пилюгина бесплатформенных измерительных навигационных блоков

Параметр	БИБ-5	БИБ-4	ВД30
Количество измерителей	3 ДУС, 3 акс.	4 ДУС, 4 акс.	6 ДУС, 6 акс.
Масса, кг	4,4	13	33
Габаритные размеры, мм	212×230	326×250	530×350
Энергопотребление, Вт	12	50	50
Время готовности, мин	30	120	120
Ресурс, ч	100 000	100 000	100 000
Температурный диапазон, °С	-10...+40	-10...+40	-10...+40
Ориентировочная стоимость, тыс. руб	3000	7500	30000
Диапазон измерения угловой скорости, град/с	±180	±30	±30
Нестабильность масштабного коэффициента ДУС в запуске, %, не более	0,1	0,005	0,01
Нестабильность нулевого сигнала ДУС в запуске, град/ч, не более	0,1	0,01	0,01
Спектральная плотность мощности шума, град·ч <sup>-0,5</sup> , не более	0,03	0,003	0,003
Диапазон измерения линейного ускорения, g	±15	±15	±15
Нестабильность масштабного коэффициента акселерометра в запуске, %, не более	1,7·10 <sup>-4</sup>	2·10 <sup>-4</sup>	2·10 <sup>-4</sup>
Нестабильность нулевого сигнала акселерометра в запуске, g, не более	2,5·10 <sup>-4</sup>	3·10 <sup>-5</sup>	3·10 <sup>-5</sup>

Примечание: ДУС – датчик угловых скоростей; акс. – акселерометр.

Свойство отказоустойчивости модуля типа ВД30 существенно зависит от схемы ориентации осей чувствительностей. Возможны различные варианты построения неортогональных схем ориентации осей чувствительностей датчиков модуля. В соответствии с правилами комбинаторики число блоков-триад  $N$ , которые можно построить на основе  $n$  неортогональных датчиков, определяется числом сочетаний  $C_n^3$ .

В условиях, когда допустимо применение источников внешней коррекции, возможно решение проблемы за счёт **комбинирования СИ** с использованием принципа **функциональной избыточности информации**.

В НПЦАП разработан ряд бесплатформенных измерительных навигационных блоков с использованием принципа функциональной избыточности. В частности, разработаны и внедрены в производство блоки, использующие:

- твердотельные акселерометры (ТТА), волоконно-оптические ДУС (ВОГ) и аппаратуру спутниковой навигации (АСН);
- ТТА, ВОГ, АСН и приборы астрокоррекции;
- ТТА, лазерные ДУС и АСН;
- ряд других [Дишель и др., 2013].

В предлагаемой работе приводится обоснование принципиальной возможности, практической целесообразности и эффективности реализации принципа **функциональной избыточности информации** применительно к автономным СОН объектов РКТ на основе включения в систему сравнительно простого **магнитно-инерциального модуля (МИМ)** с целью повышения показателей точности и надёжности всей системы, а также придания ей новых свойств адаптации к отказам, встроенного контроля и **отказоустойчивости**.

КОМБИНИРОВАНИЕ СИСТЕМЫ АВТОНОМНОЙ  
ОРИЕНТАЦИИ И НАВИГАЦИИ ОБЪЕКТОВ РКТ  
С МАГНИТНО-ИНЕРЦИАЛЬНЫМ МОДУЛЕМ

Решение поставленной задачи по разработке отказоустойчивой комбинированной системы ориентации и навигации (КСОН) может быть достигнуто путём включения в состав существующей СОН (ПСОН, БСОН, АСОН или ГСОН) **магнитно-инерциального модуля (МИМ)**, использования принципа **комбинирования СИ (СОН+МИМ)** и реализации с помощью микроконтроллера (МК) программно-алгоритмического обеспечения (ПАО) обработки многомерной информации.

Магнитно-инерциальный модуль представляет собой малогабаритную (или миниатюрную) измерительно-вычислительную систему, построенную на основе включения в состав БИБ дополнительного блока – **трёхосного блока магнитометров (ТБМ)**. За счёт этого приобретается свойство трёхвекторного 9-мерного измерителя, способного измерять компоненты трёх векторов: вектора напряжённости магнитного поля ( $\vec{T}_m$ ), вектора кажущегося ускорения ( $\vec{n}_m$ ) и вектора абсолютной угловой скорости вращения ( $\vec{\omega}_m$ ) в проекциях на оси связанного трёхгранника ( $m \sim XYZ$ ):

$$\left. \begin{aligned} \vec{T}_m &= [T_x \quad T_y \quad T_z]^T, \\ \vec{n}_m &= [n_x \quad n_y \quad n_z]^T, \\ \vec{\omega}_m &= [\omega_x \quad \omega_y \quad \omega_z]^T. \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

Конструктивно МИМ разработки КБ критических технологий, ОАО «Институт критических технологий», выполнен в виде малогабаритного моноблока с фланцевым креплением к корпусу приборного отсека объекта РКТ.

Схема взаимодействия МИМ со штатной СОН сводится к получению многомерной информации и переработке её в МК в соответствии с заданным программно-алгоритмическим обеспечением (ПАО) для выполнения следующих функций:

- **самодиагностика** с помощью МИМ и алгоритмов встроенного контроля;
- **коррекция**, приведение и стабилизация показаний штатной СОН;
- **повышение достоверности** решения задач автономной ориентации и навигации;
- обеспечение **резервно-аварийных режимов** работы штатной СОН путём идентификации отказов, адаптации системы к отказам и обеспечения **отказоустойчивости**.

За счёт сменного ПАО обеспечивается многофункциональность и многорежимность работы комбинированной СОН.

По аналогии с прямой и обратной задачей баллистики в настоящей работе поставлены и корректно решены **две задачи бортовых измерений**: прямая и обратная [Проскуряков, 1994; Плотников и др., 1994]. Для решения прямой и обратной задачи бортовых измерений введены соответствующие отсчётные системы координат – базисы, трёхгранники (табл. 2).

Показания трёхвекторной навигационной системы (ТНС) могут быть описаны с помощью уравнений и метрологических характеристик [Игнатъев и др., 2013]:

$$\left. \begin{aligned} \vec{T}_m &= B_i \cdot M \cdot [(S + E) \cdot A \cdot (\vec{T}_{\text{ИПЗ}}^q + \vec{T}_{\text{МПП}}^q) + \vec{T}_{\text{МПО}}], \\ \vec{n}_m &= B_a \cdot M (\vec{g}_q + \vec{a}_q + \Delta \vec{g}_q), \\ \vec{\omega}_m &= B_{\dot{a}} \cdot M (\vec{\Omega}_q + \vec{\dot{\Psi}} + \vec{\dot{\Phi}} + \vec{\dot{\gamma}} + \Delta \vec{\omega}_{\dot{a}d}^q). \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

Таблица 2. Используемые системы координат

Системы координат	Обозначения		Трёхгранник	Ориентация осей
	осей	базиса		
Инерциальная	$X_n Y_n Z_n$	$i$	Декарта	$Y_n, Z_n$ лежат в плоскости эклиптики, $Y_n$ направлена в точку весеннего равноденствия
Геоцентрическая	$X_g Y_g Z_g$	$g$	Декарта	$Y_g, Z_g$ лежат в плоскости экватора, ось $X_g$ – по оси собственного вращения, ось $Y_g$ - в плоскости Гринвича
Географическая	$NHE$	$q$	Дарбү	$N$ касательна к меридиану на север; ось $H$ - вертикаль места; ось $E$ – на восток
Стартовая (ортодромическая)	$X_o Y_o Z_o$	$s$	Дарбү	$X_o$ – касательная к ортодромии – трассе траектории на цель, $Y_o$ – вертикаль места в точке старта $S$
Пусковая	$X_n Y_n Z_n$	$p$	Дарбү	$X_n, Y_n$ лежат в плоскости стрельбы (орбиты), $X_n$ – на цель горизонтально; $Y_n$ – вертикаль места в точке пуска $P$
Траекторная (естественная)	$tnb$	$t$	Френé	$t$ касательна к траектории, $n$ – нормаль к траектории
Связанная	$XYZ$	$m$	Резалья	$X$ – продольная, $Y$ – нормальная, $Z$ – поперечная

$$\left. \begin{aligned} \bar{u}_m &= \text{diag}(\gamma_{x_0} + \Delta\gamma_x \quad \gamma_{y_0} + \Delta\gamma_y \quad \gamma_{z_0} + \Delta\gamma_z) \cdot \bar{T}_m + \Delta\bar{u}_m, \\ \bar{u}_a &= \text{diag}(k_{x_0} + \Delta k_x \quad k_{y_0} + \Delta k_y \quad k_{z_0} + \Delta k_z) \cdot \bar{n}_m + \Delta\bar{u}_a, \\ \bar{u}_r &= \text{diag}(n_{x_0} + \Delta n_x \quad n_{y_0} + \Delta n_y \quad n_{z_0} + \Delta n_z) \cdot \bar{\omega}_m + \Delta\bar{u}_e. \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

Для обеспечения возможности корректного использования девятимерных показаний модуля

$$\bar{u} = [\bar{u}_r^T \quad \bar{u}_a^T \quad \bar{u}_m^T]^T \quad (4)$$

с целью решения задач автономной ориентации и навигации БР и КА предварительно паспортизируют все коэффициенты, входящие в систему уравнений (2) и (3) –  $(\bar{T}_{MPO}, \Delta\bar{g}_q, \Delta\bar{\omega}_{op}^q; S, B_m, B_a, B_r, M; \bar{\gamma}; \bar{k}; \bar{n}; \Delta\bar{u}_m; \Delta\bar{u}_a; \Delta\bar{u}_r)$ .

Компоненты векторов напряжённости магнитного поля (МПЗ) и поля тяжести (ПТЗ) Земли –  $\Delta\bar{u}_r$  и  $\bar{g}_q$  – в географическом трёхграннике  $q \sim NHE$  (табл. 2) определяются в соответствии с моделями нормальных геофизических полей (IGRF, WMM-2015; WGS-84 и др.) [International Geomagnetic Reference Field ..., 2015]:

$$\left. \begin{aligned} \bar{T}_{МПЗ}^q &= [T_N^H \quad T_H^H \quad T_E^h]^T, \\ \bar{g}_q &= [g_N \quad g_H \quad 0]^T, \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

а вектор угловой скорости вращения Земли  $\bar{\Omega}$  в географическом базисе  $q$  вычисляется по формуле

$$\bar{\Omega} = \Omega [\cos\phi \quad \sin\phi \quad 0]^T. \quad (6)$$

С учётом предварительно проведённой параметрической идентификации путём обращения уравнений (2) и (3) получены показания блоков МИМ, приведённые к немагнитному ортонормированному основанию:



$$\left. \begin{aligned} \bar{T}_T &= \text{diag}(\gamma_{x0} + \Delta\gamma_x \quad \gamma_{y0} + \Delta\gamma_y \quad \gamma_{z0} + \Delta\gamma_z)^{-1} \cdot (\bar{u}_M - \Delta\bar{u}_M), \\ \bar{A}_T &= \text{diag}(x_0 + \Delta x \quad y_0 + \Delta y \quad z_0 + \Delta z)^{-1} \cdot (\bar{a} - \Delta\bar{a}), \\ \bar{\omega}_T &= \text{diag}(n_{x0} + \Delta n_x \quad n_{y0} + \Delta n_y \quad n_{z0} + \Delta n_z)^{-1} \cdot (\bar{u}_T - \Delta\bar{u}_T). \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

$$\left. \begin{aligned} \tilde{T}_T &= (S + E)^{-1} \cdot [M^{-1} \cdot B_M^{-1} \cdot (\bar{T}_T - \bar{T}_{\text{МПО}})], \\ \tilde{n}_T &= M^{-1} \cdot B_a^{-1} \cdot (\bar{n}_T - \Delta\bar{g}_q), \\ \tilde{\omega}_T &= M^{-1} \cdot B_r^{-1} \cdot (\bar{\omega}_T - \Delta\bar{\omega}_{\text{дп}}^q). \end{aligned} \right\} \quad (8)$$

На основе использования приведённых показаний блоков МИМ ( $\tilde{T}_T$ ;  $\tilde{n}_T$ ;  $\tilde{\omega}_T$ ) могут быть решены **обратные задачи бортовых измерений**.

### ДВУХВЕКТОРНЫЕ И ТРЁХВЕКТОРНЫЕ АЛГОРИТМЫ АВТОНОМНОЙ НАЧАЛЬНОЙ ВЫСТАВКИ СИСТЕМ

Для решения задачи начальной выставки основания (НВО) и автономного прицеливания (АП) БР на старте в настоящее время на объектах РКТ используется **двухвекторный алгоритм аналитического горизонт-компасирования (АГК)**, который разработан в соответствии с принципом комплексирования. Однако алгоритм АГК не имеет свойств отказоустойчивости.

Для повышения точности и надёжности решения задачи НВО и АП БР или РН на старте, а также придания системе свойства **отказоустойчивости** в этом режиме предлагается более совершенный **трёхвекторный алгоритм аналитического пространственного ориентирования (АПО)**, построенный в соответствии с принципом комбинирования и основанный на обработке расширенной функционально избыточной информации о трёх векторах:  $\bar{g}$ ,  $\bar{\Omega}$ ,  $\bar{T}$  [Проскураков, 1994; Плотников и др., 1994; Матвеев, Распопов, 2009; Ориентация и навигация подвижных объектов..., 2006].

Приведённые показания блоков ТНС связаны с соответствующими векторами, задаваемыми в географическом базисе ( $q \sim NHE$ ), с помощью простых векторно-матричных уравнений:

$$\left. \begin{aligned} \tilde{T}_T &= A \cdot \bar{T}_{\text{МПЗ}}^q, \\ \tilde{n}_T &= A \cdot \bar{g}_q, \\ \tilde{\omega}_T &= A \cdot \bar{\Omega}_q, \end{aligned} \right\} \quad (9)$$

где  $A$  – матрица ориентации, подлежащая определению,  $A = [a_{ij}]^3$ .

Система векторно-матричных уравнений (9) может быть приведена к системам выражений для направляющих косинусов  $a_{ij}$  ( $i, j = 1, 3$ ):

$$\begin{bmatrix} a_{i1} \\ a_{i2} \\ a_{i3} \end{bmatrix} = N^{-1} \cdot \begin{bmatrix} \tilde{T}_i \\ \tilde{n}_i \\ \tilde{\omega}_i \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} T_N & T_H & T_E \\ g_N & g_H & 0 \\ \Omega_N & \Omega_H & 0 \end{bmatrix}^{-1} \cdot \begin{bmatrix} \tilde{T}_i \\ \tilde{n}_i \\ \tilde{\omega}_i \end{bmatrix}. \quad (i = \overline{1,3}) \quad (10)$$

Детерминант матрицы  $N$  равен:

$$\Delta \Delta \Delta = \begin{bmatrix} T_N & T_H & T_E \\ g_N & g_H & 0 \\ \Omega_N & \Omega_H & 0 \end{bmatrix} = \Omega(g_N \quad \varphi_0 - g_H \quad \varphi_0) \cdot T_E \neq 0. \quad (11)$$

По вычисленным направляющим косинусам  $a_{ij} (i, j = \overline{1,3})$  однозначно в условиях функциональной избыточности информации определяются начальные значения Эйлеровых углов, например, углов курса ( $\Psi_0$ ), тангажа ( $\vartheta_0$ ) и вращения ( $\gamma_0$ ). Начальная ошибка АП БР на старте определяется разностью:

$$\Delta A = \psi_0 - A_0, \quad (12)$$

где  $A_0$  – расчётное (программное) значение заданного азимута прицеливания БР.

Значение  $A_0$  можно вычислить по формулам сферической тригонометрии:

$$\left. \begin{aligned} \cos A_0 &= \frac{\sin \varphi_C - \sin \Phi_C \cdot \cos \varphi_0}{\cos \Phi_C \cdot \sin \varphi_0}, \\ \sin A_0 &= \sin(\lambda_C - \lambda_0) \cdot \frac{\cos \varphi_C}{\sin \Phi_C}, \end{aligned} \right\} \quad (13)$$

где  $\varphi_0, \lambda_0; \varphi_C, \lambda_C$  – широта и долгота точки старта  $S$  и точки цели  $C$ ,

$\Phi_C$  – угловая дальность цели от точки старта.

При этом

$$\cos \Phi_C = \cos(\lambda_C - \lambda_0) \cdot \cos \varphi_0 \cdot \cos \varphi_C + \sin \varphi_0 \cdot \sin \varphi_C. \quad (14)$$

Помимо трёхвекторного алгоритма автономной НВО и АП БР (АПО- $g\Omega T$ ) могут быть использованы три двухвекторных алгоритма (АПО- $g\Omega$ ; АПО- $gT$ ; АПО- $\Omega T$ ), обеспечивающих, как и алгоритм –  $g\Omega T$ , условия функциональной избыточной информации. Для разработки двухвекторных алгоритмов НВО и АП БР на старте могут быть сформированы программно-алгоритмическим путём дополнительные векторы, ортогональные к парам измеренных векторов ( $\bar{g} - \bar{\Omega}$ ;  $\bar{g} - \bar{T}$ ;  $\bar{\Omega} - \bar{T}$ ):

$$\left. \begin{aligned} \bar{C}_{g\Omega} &= [\bar{g} \times \bar{\Omega}], \\ \bar{C}_{gT} &= [\bar{g} \times \bar{T}], \\ \bar{C}_{\Omega T} &= [\bar{\Omega} \times \bar{T}]. \end{aligned} \right\} \quad (15)$$

Формирование дополнительных векторов по формулам (15) должно быть выполнено в нескольких базисах ( $m, q, t$ ).

Одновременная реализация трёхвекторного алгоритма (АПО- $g\Omega T$ ) и двухвекторных алгоритмов (АПО- $g\Omega$ ; АПО- $gT$ ; АПО- $\Omega T$ ) решения задачи НВО и АП БР на старте обеспечивает условия для повышения показателей точности и надёжности работы системы, а также формирования свойства её **отказоустойчивости** в данном режиме.

## ДВУХВЕКТОРНЫЕ И ТРЁХВЕКТОРНЫЕ АЛГОРИТМЫ АВТОНОМНОЙ ОРИЕНТАЦИИ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ РАКЕТ И КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

После старта в точке  $S$  БР или РН с КА и пуска их головных частей (ГЧ) и последних ступеней с начальными условиями ( $r_0; v_0; \theta_0$ ) они начинают самостоятельный полёт по баллистическим траекториям и орбитам. В этих условиях для решения задачи автономной ориентации объектов РКТ могут быть использованы уравнения Пуассона (3) и уравнения поступательного и вращательного движения тела:

$$\left. \begin{aligned} \bar{n} &= \bar{a} - \bar{g} \\ \bar{\omega} &= \bar{\Omega} + \bar{u} \end{aligned} \right\} \quad (16)$$

где  $\bar{n}, \bar{a}, \bar{g}$  – векторы кажущегося, абсолютного ускорений и ускорения свободного падения тела;

$\bar{\omega}, \bar{\Omega}, \bar{u}$  – векторы абсолютной, переносной и относительной угловых скоростей вращения тела.

Для условий баллистического и космического полёта выполняются условия невесомости ( $\bar{n} = 0$ ) и использования в качестве вектора  $\bar{\Omega}$  вектора угловой скорости искривления траектории.

Оскулирующие параметры орбиты КА могут быть найдены по координатам точки старта  $S(\lambda_0; \varphi_0)$  и азимутальному углу АП БР на старте  $A_0$ :

$$\left. \begin{aligned} i &= \arccos(\sin A_0 \cdot \cos \varphi_0), \\ \Theta &= \lambda_0 - \arcsin\left(\frac{\sin A_0 \cdot \sin \varphi_0}{\sin i}\right), \end{aligned} \right\} \quad (17)$$

где  $\Theta$  – географическая долгота восходящего узла орбиты,

$i$  – угол наклонения плоскости орбиты к плоскости экватора.

Для любой текущей точки на баллистической траектории, радиус-вектор  $\bar{r}$  которой удалён от начального радиуса-вектора  $\bar{r}_0$  на угловую дальность  $\Phi$ , могут быть вычислены её сферические координаты  $(\varphi, \lambda, r)$ .

Для каждой точки на баллистической траектории может быть вычислен вектор  $\bar{T}'_{МПЗ}$ :

$$\bar{T}'_{МПЗ} = [T_\tau \quad T_n \quad T_b]^T = B_0 \cdot B_i \cdot B_\Theta \cdot \bar{T}^q_{МПЗ}(\varphi, \lambda, r), \quad (18)$$

причём вектор  $\bar{T}^q_{МПЗ}$  вычисляется по формулам нормального МПЗ (IGRF) [International Geomagnetic Reference Field ..., 2015].

На основе кинематических уравнений вращательного движения тела относительно траекторного базиса  $t \sim tnb$  можно путём численного дифференцирования определить вектор  $\bar{u}$  в связанном ( $\bar{u}_m$ ) и траекторном ( $\bar{u}_t$ ) базисах:

$$\bar{u}_m = \begin{bmatrix} u_x \\ u_y \\ u_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\sin \psi & 0 & 1 \\ \cos \psi \cdot \sin \rho & \cos \rho & 0 \\ \cos \psi \cdot \cos \rho & -\sin \rho & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \dot{\sigma} \\ \dot{\psi} \\ \dot{\rho} \end{bmatrix} \quad (19)$$

$$\bar{u}_t = \begin{bmatrix} u_\tau \\ u_n \\ u_b \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & -\sin \sigma & \cos \psi \cdot \cos \sigma \\ 0 & \cos \sigma & \cos \psi \cdot \sin \sigma \\ 1 & 0 & -\sin \psi \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \dot{\sigma} \\ \dot{\psi} \\ \dot{\rho} \end{bmatrix}. \quad (20)$$

Используя уравнения (16), получим:

$$\left. \begin{aligned} \bar{g}_t &= [g_\tau \quad g_n \quad 0]^T = [\dot{v} \cdot \sin \theta \quad v \cdot \Omega \cdot \cos \theta \quad 0]^T, \\ \bar{g}_m &= [\tilde{g}_x \quad \tilde{g}_y \quad \tilde{g}_z]^T, \\ \bar{\Omega}_m &= \bar{\omega}_m - \bar{u}_m = [\omega_x - u_x \quad \omega_y - u_y \quad \omega_z - u_z]^T, \\ \bar{\Omega}_t &= [0 \quad 0 \quad \Omega]^T = [0 \quad 0 \quad \dot{\Phi}]^T. \end{aligned} \right\} \quad (21)$$

Угловая скорость искривления траектории:

$$\Omega = \dot{\Phi} = \dot{\theta} = \frac{v_\tau}{r} = \frac{v \cdot \sin \theta}{r} = \frac{v_{\tau_0} \cdot r_0}{r^2}. \quad (22)$$

На основе магнитно-инерциальных измерений, производимых с помощью МИМ на баллистической траектории ГЧ БР или орбите КА, можно по аналогии с выражениями (9) написать систему векторно-матричных уравнений:

$$\left. \begin{aligned} \tilde{T}_m &= D \cdot \bar{T}_{\text{МПЗ}}, \\ \tilde{n}_m &= D \cdot \bar{g}_t, \\ \tilde{\omega}_m &= D \cdot \bar{\Omega}_t, \\ \tilde{u}_m &= D \cdot \bar{u}_t, \end{aligned} \right\} \quad (23)$$

где  $D$  – матрица ориентации осей связанного базиса ( $m$ ) относительно осей траекторного трёхгранника ( $t$ ).

Причём

$$D = D_\rho \cdot D_\psi \cdot D_\sigma = \begin{bmatrix} d_{11} & d_{12} & d_{13} \\ d_{21} & d_{22} & d_{23} \\ d_{31} & d_{32} & d_{33} \end{bmatrix} = [d_{ij}]_3^3, \quad (24)$$

где  $D_\sigma$ ,  $D_\psi$ ,  $D_\rho$  – матрицы углов тангажа ( $\sigma$ ), рыскания ( $\psi$ ) и вращения ( $\rho$ ) объекта относительно трёхгранника Френё  $t \sim \tau nb$ ,

$d_{ij}$  ( $i, j = 1, 3$ ) – направляющие косинусы углов ориентации осей связанного трёхгранника  $m$  относительно трёхгранника Френё  $t$ .

С учётом матричного соотношения (24) на основании системы векторно-матричных уравнений (23) можно получить преобразованную относительно направляющих косинусов  $d_{ij}$  ( $i, j = 1, 3$ ) систему уравнений:

$$\begin{bmatrix} d_{i1} \\ d_{i2} \\ d_{i3} \end{bmatrix} = M^{-1} \begin{bmatrix} \tilde{T}_i \\ \tilde{n}_i \\ \tilde{\omega}_i \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} T_\tau & T_n & T_b \\ g_\tau & g_n & 0 \\ 0 & 0 & \Omega \end{bmatrix}^{-1} \cdot \begin{bmatrix} \tilde{T}_i \\ \tilde{n}_i \\ \tilde{\omega}_i \end{bmatrix} \quad (i = \overline{1, 3}). \quad (25)$$

Детерминант матрицы  $M$  равен:

$$\det M = \begin{vmatrix} T_\tau & T_n & T_b \\ g_\tau & g_n & 0 \\ 0 & 0 & \Omega \end{vmatrix} = \Omega(T_\tau g_n - g_\tau T_n) \neq 0. \quad (26)$$

На основе матричного уравнения (24) можно получить формулы для вычисления значений эйлеровых углов  $\sigma$ ,  $\psi$ ,  $\rho$  (тангажа, рыскания и вращения):

$$\left. \begin{aligned} \sin \psi &= -d_{13}, \cos \psi = (d_{11}^2 + d_{12}^2)^{1/2} = (d_{23}^2 + d_{33}^2)^{1/2} \Big\}, \\ \sin \sigma &= \frac{d_{12}}{\cos \psi}, \cos \sigma = \frac{d_{11}}{\cos \psi} \Big\}, \\ \sin \rho &= \frac{d_{23}}{\cos \psi}, \cos \rho = \frac{d_{33}}{\cos \psi} \Big\}. \end{aligned} \right\} \quad (27)$$

Если важно знать углы ориентации ГЧ БР или КА на орбите относительно географического базиса ( $q \sim NHE$ ), то углы тангажа, курса и вращения можно получить, раскрывая матричное произведение

$$A = A_\gamma \cdot A_\theta \cdot A_\psi = [a_{ij}]_3^3.$$

Полученные формулы могут быть использованы как в алгоритмах НВО и АП БР на старте, так и в алгоритмах автономной ориентации ГЧ БР на траекториях и КА на орбитах. На основании исходных векторно-матричных уравнений (23) могут быть сформированы алгоритмы ориентации подвижных объектов в условиях функциональной избыточности информации.

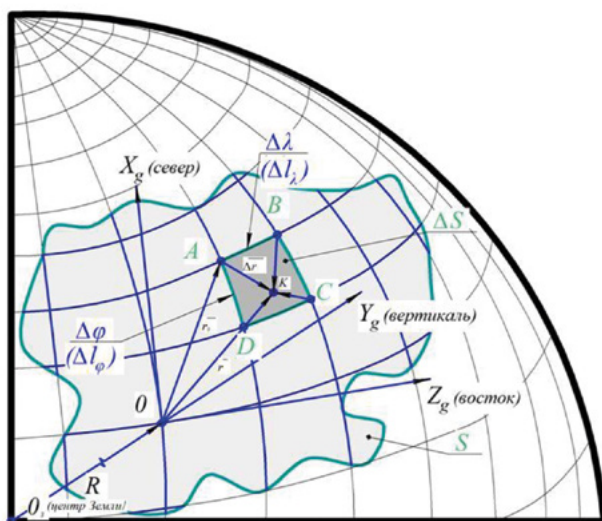
## АЛГОРИТМЫ АВТОНОМНОЙ ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНОЙ ГЕОМАГНИТНОЙ НАВИГАЦИИ ОБЪЕКТОВ РКТ

Одной из **обратных задач магнитометрии** является задача автономной дифференциальной геомагнитной навигации (ДГМН) ГЧ БР на баллистических траекториях и КА на орбитах.

Зная начальные условия пуска ГЧ БР и последней ступени РН  $(r_0; v_0; \theta_0)$ , можно однозначно определить программную (расчётную) траекторию (орбиту) и её след на поверхности Земли (трассу). Если в окрестности программной баллистической траектории для дискретно заданных базовых точек  $A, B, C, D...$  (рисунок) вычислить по формулам МПЗ-Н координатно привязанные значения компонент вектора  $\vec{T}_{МПЗ}^q$  и тензор второго порядка

$$[G_q] = \begin{bmatrix} \frac{\partial T_N}{\partial \varphi} & \frac{\partial T_N}{\partial \lambda} & \frac{\partial T_N}{\partial r} \\ \frac{\partial T_H}{\partial \varphi} & \frac{\partial T_H}{\partial \lambda} & \frac{\partial T_H}{\partial r} \\ \frac{\partial T_E}{\partial \varphi} & \frac{\partial T_E}{\partial \lambda} & \frac{\partial T_E}{\partial r} \end{bmatrix} = [G_{ij}]_3^3, \quad (28)$$

то совокупность всех базовых точек с численными значениями параметров МПЗ в этих точках образует дискретную **геомагнитную сетку** (ГМС) как сетку ориентиров (реперов). Данные о ГМС формируются в предстартовых условиях при разработке полётного задания.



**Рис.** Схема дифференциальной геомагнитной навигации:

K – контрольная точка;

$\varphi, \lambda$  – географические широта и долгота контрольной точки K;

R – радиус Земли;

A, B, C, D – базовые точки (узлы) географической сетки

В контрольной точке K, лежащей на реальной баллистической траектории и удалённой от ближайших базовых точек A, B, C, D на расстояния  $\Delta r_A, \Delta r_B, \Delta r_C, \Delta r_D$  соответственно, с помощью ТБМ, входящего в состав МИМ, производятся

измерения текущих значений вектора результирующего магнитного поля  $\bar{T}_m$  в связанном с объектом трёхграннике  $m = XYZ$ :

$$\bar{T}_m = \begin{bmatrix} T_x & T_y & T_z \end{bmatrix}^T. \quad (29)$$

С учётом идентифицированных при предварительно проведённых магнитно-геометрических и метрологических калибровках МИМ параметров вектора  $\bar{T}_{\text{МПО}}^n = \begin{bmatrix} P & Q & R \end{bmatrix}^T$  и матриц  $S, B_m, M$ , показания ТБМ (29) приводят к немагнитному ортонормированному основанию и находят приведённый вектор:

$$\tilde{\bar{T}}_m = \begin{bmatrix} \tilde{T}_x & \tilde{T}_y & \tilde{T}_z \end{bmatrix}^T. \quad (30)$$

Из геометрических соображений находим радиус-вектор  $\bar{r}$  текущей контрольной точки  $K$  (см. рисунок):

$$\bar{r} = \bar{r}_0 + \Delta\bar{r}, \quad (31)$$

где  $\bar{r}_0$  – радиус-вектор ближайшей базовой точки,

$\Delta\bar{r}$  – радиус-вектор, характеризующий положение контрольной точки  $K$  объекта относительно базовой точки.

В каждой контрольной точке  $K$  вычисляется разностный вектор:

$$\Delta\bar{T}_{\text{МПЗ}}^q = \bar{T}_{\text{МПЗ}}^0 - \tilde{\bar{T}}_m = \begin{bmatrix} T_N - \tilde{T}_x & T_H - \tilde{T}_y & T_E - \tilde{T}_z \end{bmatrix}^T = \begin{bmatrix} G_{ij} \end{bmatrix} \cdot \Delta\bar{r} = \begin{bmatrix} G_q \end{bmatrix} \cdot \Delta\bar{r}, \quad (32)$$

где  $\begin{bmatrix} G_q \end{bmatrix}$  – тензор второго порядка (тензор градиентов от компонент МПЗ).

Обращением векторно-матричного уравнения (32) получаем:

$$\Delta\bar{r} = \begin{bmatrix} G_q \end{bmatrix}^{-1} \cdot \Delta\bar{T}_{\text{МПЗ}}^q = F \cdot \Delta\bar{T}_{\text{МПЗ}}^q, \quad (33)$$

где  $F = \begin{bmatrix} f_{ij} \end{bmatrix}_3^3$  – матрица функций чувствительностей.

Тогда алгоритм ДГМН можно записать в компактном виде:

$$\bar{r} = \bar{r}_0 + F \cdot \Delta\bar{T}_{\text{МПЗ}}^q. \quad (34)$$

или

$$\begin{bmatrix} \varphi \\ \lambda \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \varphi_0 \\ \lambda_0 \\ r_0 \end{bmatrix} + F \cdot \begin{bmatrix} \Delta T_N \\ \Delta T_H \\ \Delta T_E \end{bmatrix}. \quad (35)$$

Свойство **отказоустойчивости** КСОН при решении задачи автономной ДГМН обеспечивается за счёт многократного использования алгоритма ДГМН для определения позиционирования одной и той же точки  $K$  относительно нескольких базовых точек  $A, B, C, D$  (см. рисунок).

Следует отметить, что алгоритм ДГМН позволяет решить не только задачу автономной навигации БР или КА, но и задачу **автономного геомагнитного приведения** (АГМП) ГЧ БР к цели или КА к орбитальной станции, если в программу полёта на последних этапах баллистической траектории в качестве конечной базовой точки включить точку  $F$  цели с координатно привязанными значениями параметров МПЗ. Алгоритм автономного ГМП:

$$\Delta\bar{r} = F_{\text{цели}} \cdot \Delta\bar{T}_{\text{МПЗ}}^q \rightarrow 0 \quad (36)$$

соответствует условию косвенного наведения ГЧ БР на цель или условию дальнего приведения КА к орбитальной станции с помощью магнитометрического канала измерений.

Следует отметить, что работоспособность алгоритма автономной ДГМН объектов была проверена и подтверждена путём математического моделирования реального режима полёта аппаратов по замкнутым маршрутам для наземных, лета-

тельных и плавающих аппаратов, а также по баллистическим траекториям для БР, РН и КА. Расхождений между программной (заданной в прямой задаче магнитометрии) и расчётной (полученной при решении обратной задачи магнитометрии) в численных экспериментах не обнаружено.

Таким образом, в данной работе показана принципиальная возможность и практическая целесообразность решения задач автономной начальной выставки СОН и БР, азимутального алгоритмического прицеливания ракеты на старте, автономной ориентации, навигации и наведения ГЧ БР на баллистических траекториях и КА на орбитах на основе принципа **комбинирования СИ** и решения **обратных задач бортовых измерений** с использованием, в частности, **магнитно-инерциальной информации**.

## ЛИТЕРАТУРА

- [Межирицкий, 2012] *Межирицкий Е.Л.* Интегрированные системы управления М.: ФГУП «НПЦ АП им. академика Н.А. Пилогина» – М: 2012.
- [Дишель и др., 2013] *Дишель В.Д., Межирицкий Е.Л.* и др. Принципы обеспечения отказоустойчивости при докеадро-избыточной структуре бесплатформенного инерциального блока // Труды МНТК «Системы и комплексы автоматического управления летательных аппаратов 2013 г.». Труды ФГУП НПЦАП. 2013. №1.
- [Проскуряков, 1994] *Проскуряков Г.М.* Алгоритмический способ повышения точности, быстродействия и надёжности приборных комплексов: Тезисы докладов на НТК «Приборы и приборные системы», 26 – 29 сентября 1994 г. Тула: ТГТУ, 1994.
- [Плотников и др., 1994] *Плотников П.К., Проскуряков Г.М., Мусатов В.Ю.* Алгоритмический способ решения обратных задач бортовой магнитометрии: Тезисы докладов на первой НТК «Состояние и проблемы технических измерений», 22 – 24 ноября 1994 г. М: МГТУ. 1994.
- [Игнатьев и др., 2013] *Игнатьев А.А., Проскуряков Г.М., Спиридонов Д.М.* Однофакторные калибровки блока магнитометров. Сборник научных трудов «Гетеромагнитная микроэлектроника», вып. 15 / Под ред. проф. А.В. Ляшенко. Саратов: СГУ, 2013.
- [International Geomagnetic Reference Field..., 2015] International Geomagnetic Reference Field IGRF WMM-2015 [Электронный ресурс] / URL <http://www.ngdc.noaa.gov> (Дата обращения 08.07.2016). Доступ свободный.
- [Матвеев, Распопов, 2009] *Матвеев В.В., Распопов В.Я.* Основы построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем / Под общей редакцией д.т.н. Распопова В.Я. СПб.: ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор»». 2009. 280 с.
- [Ориентация и навигация..., 2006] Ориентация и навигация подвижных объектов. Современные информационные технологии / Под общей редакцией Алёшина Б.С., Веремеенко К.К., Черноморского А.И. М.: Физматлит, 2006.

## DEVELOPMENT OF FAULT-TOLERANT SYSTEMS AUTONOMOUS ORIENTATION AND NAVIGATION, COMBINED WITH A MAGNETO-INERTIAL MODULE

**G.N.Rumyantsev, A.V.Lyashenko, A.A.Ignatiev, G.M.Proskuryakov, M.V.Pozdnyakov**

The article is devoted to issues related to improving accuracy, reliability of systems of orientation and navigation by combining measuring instruments with the use of the principle of functional redundancy of information. Considered the algorithms of the combined system of orientation and navigation, and including in its membership a magneto-inertial module.

**Keywords:** orientation, navigation, fault tolerance, combined systems, magnetometry, functional redundancy of information.

**Rumyantsev G.I.** – science and technical department supervisor, DTS, professor, otd01@npcap.ru

**Lyashenko Alexander Victorovich** – general director-general constructor, DTS, professor, kbkt@renet.ru

**Ignatiev Alexander Anatolyevich** – deputy general director-general constructor, DPhMS, professor, kbkt@renet.ru

**Proskuryakov German Michaylovich** – department supervisor, PhD, docent, kbkt@renet.ru

**Pozdnyakov Mikhail Valeryevich** – programming department supervisor, PhD, kbkt@renet.ru

# РЕЗУЛЬТАТЫ СОПОСТАВЛЕНИЯ КОЭФФИЦИЕНТОВ СПЕКТРАЛЬНОЙ ЯРКОСТИ ПРИРОДНЫХ ОБЪЕКТОВ ПО ДАННЫМ КОМПЛЕКСА МНОГОЗОНАЛЬНОЙ СПУТНИКОВОЙ СЪЕМКИ КМСС-М КА «МЕТЕОР-М» №2 И MODIS КА TERRA ЗА ПЕРИОД АПРЕЛЬ-МАЙ 2016 ГОДА

*Т.В. Кондратьева<sup>1</sup>, Б.С. Жуков<sup>1</sup>, Л.И. Пермитина<sup>2</sup>, И.В. Полянский<sup>1</sup>*

<sup>1</sup> ФГБУН Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН), Москва, Россия

<sup>2</sup> Научный центр оперативного мониторинга Земли АО «Российские космические системы», Москва, Россия

В работе проведено сопоставление коэффициентов спектральной яркости (КСЯ) различных классов природных объектов по данным комплекса многозональной спутниковой съемки КМСС-М на космическом аппарате (КА) «Метеор-М» №2 и спектрорадиометра MODIS на КА Terra, полученным за период апрель-май 2016 года.

Комплекс многозональной спутниковой съемки (КМСС-М) с июля 2014 года работает на борту КА «Метеор-М» №2, который входит в состав космического комплекса гидрометеорологического и океанографического обеспечения КА «Метеор-3М». КМСС-М включает две камеры МСУ-100 с разрешением около 60 м и тремя спектральными зонами в видимом и ближнем ИК-диапазонах, оптимизированными для съемок суши, и одну камеру МСУ-50 с разрешением около 120 м и тремя спектральными зонами в видимом диапазоне, оптимизированными для мониторинга водных объектов. Камеры КМСС-М были радиометрически прокалиброваны на Земле (точность 2%).

С целью подтверждения стабильности чувствительности камер МСУ проводится ежегодная сезонная (в зимний период) полетная радиометрическая кросскалибровка КМСС-М относительно спектрорадиометра MODIS на КА Terra по однородному снежному покрову высокогорного Антарктического плато с учетом его индикатрисы рассеяния, а также проводится (в весенне-летний период) сопоставление коэффициентов спектральной яркости на верхней границе атмосферы по данным КМСС-М и MODIS для широкого круга природных объектов на территории России.

Для анализа были отобраны изображения участков земной поверхности, которые снимались КМСС-М и MODIS с интервалом времени не более 1-2 ч в стабильных атмосферных условиях. Пересчет КСЯ между спектральными зонами КМСС-М и MODIS осуществлялся с использованием регрессионных соотношений, полученных по результатам моделирования спектров отражения системы поверхность - атмосфера и скорректированных из-за изменения чувствительности спектральных каналов MODIS. В отличие от кросскалибровки по Антарктиде различие углов наблюдения и Солнца в моменты съемок КМСС-М и MODIS в данном анализе не учитывается. После коррекции регрессионных соотношений остаточное среднеквадратическое отклонение значений КСЯ в спектральных зонах КМСС-М по данным КМСС-М и MODIS от линии регрессии составило 0,016-0,024 в зависимости от спектрального канала.

*Ключевые слова:* КМСС-М, Метеор-М №2, MODIS, коэффициент спектральной яркости, полетная радиометрическая калибровка.

## ВВЕДЕНИЕ

Комплекс многозональной спутниковой съемки КМСС-М работает на борту КА «Метеор-М» №2, запуск которого состоялся в июле 2014 года. Космический аппарат «Метеор-М» №2 — второй аппарат космического комплекса гидрометеорологического и океанографического обеспечения «Метеор-3М» после КА

---

**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

**Пермитина** Лариса Ивановна - ведущий научный сотрудник, кандидат технических наук, permitina@ntsom.ru

**Полянский** Иван Валерьевич - главный конструктор проекта, ivpolyan@cosmos.ru



«Метеор-М» №1, который был запущен в 2009 году. Космические аппараты «Метеор-М» являются полярно-орбитальными метеоспутниками, движутся по круговым солнечно-синхронным орбитам с высотами около 830 км.

Комплекс многозональной спутниковой съемки КМСС-М КА «Метеор-М» №2, разработанный и изготовленный в ИКИ РАН, - аналог КМСС КА «Метеор-М» №1 [Аванесов и др., 2013] и, как его предшественник, предназначен для решения метеорологических и природно-ресурсных задач.

Радиометрическое качество данных КМСС-М обеспечивается предполетной наземной калибровкой [Ваваев и др., 2009], а также ежегодно проводимой полетной кросскалибровкой относительно спектрорадиометра MODIS на КА Terra [Жуков и др., 2014]. Точность полетной калибровки КМСС-М оценивается в 6-7%.

В данной работе приводятся результаты по сопоставлению коэффициентов спектральной яркости на верхней границе атмосферы по данным КМСС-М и MODIS для широкого круга природных объектов, ежедневный оперативный мониторинг которых является основной задачей КМСС-М. При этом, в отличие от кросскалибровки по Антарктиде, различие углов наблюдения и Солнца в моменты съемок КМСС и MODIS не учитывается.

## ХАРАКТЕРИСТИКИ КМСС-М И MODIS

Комплекс многозональной спутниковой съемки КМСС-М космического аппарата «Метеор-М» №2, так же как и КМСС КА «Метеор-М» №1, предназначен для проведения съемки земной поверхности в видимом и ближнем ИК спектральных диапазонах электромагнитного излучения.

В состав КМСС-М КА «Метеор-М» №2 входят две камеры МСУ-100, условно именуемые МСУ-201 и МСУ-202, с фокусным расстоянием 100 мм и одна камера МСУ-50 с фокусным расстоянием 50 мм, условно именуемая МСУ-250. Каждая из камер имеет три ПЗС\*-линейки, закрытых индивидуальными светофильтрами. ПЗС-линейки установлены параллельно друг другу в фокальной плоскости объектива камеры 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 нади́р, оптические оси камер МСУ-100 отклонены от направления в нади́р в плоскости, перпендикулярной плоскости орбиты движения КА, на угол  $\pm 14^\circ$ . Суммарная полоса обзора камер МСУ-100 при этом составляет около 960 км и примерно равна полосе 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.

КА Terra, на котором установлен спектрорадиометр MODIS, является приполярным спутником, движется по солнечно-синхронной орбите, высота которой составляет около 705 км. MODIS является оптико-механическим сканером, имеет 36 спектральных каналов в диапазоне длин волн от 0,4 до 14,4 мкм [Шовенгердт, 2010]. 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.

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 [Wu и др., 2013].

---

\*Приборы с зарядовой связью

**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)	
Разрешение, м (H = 830 км)	60	120
Спектральные каналы (на уровне 0,5), нм	№1: 755-870 №2: 630-680 №3: 535-580	№1: 450-510 №2: 430-455 №3: 610-660
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

\*\*АЦП – аналого-цифровой преобразователь

**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

## МЕТОДИКА СОПОСТАВЛЕНИЯ КОЭФФИЦИЕНТОВ СПЕКТРАЛЬНОЙ ЯРКОСТИ ПРИРОДНЫХ ОБЪЕКТОВ, ИЗМЕРЯЕМЫХ КМСС-М И MODIS

Для проведения кросскалибровки камер КМСС-М и MODIS оценивались и сопоставлялись КСЯ природных объектов, измеряемые в спектральных зонах приборов КМСС-М и MODIS.

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 энер-

гетической яркости  $L(\lambda)$ , где в качестве весовой функции используется функция спектральной чувствительности (ФСЧ)  $s_i(\lambda)$  спектральной зоны  $i$  съемочной

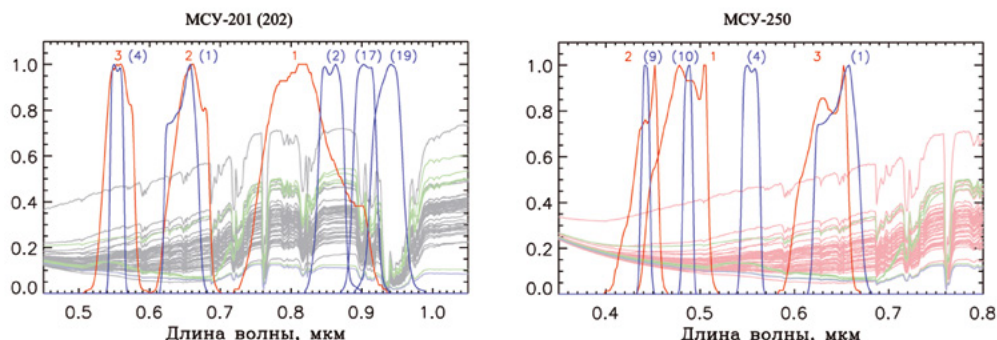
системы,  $L_{S,i} = \frac{F_{S,i} \cos \vartheta_s}{\pi}$  - яркость идеального ламбертовского отражателя на верх-

ней 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,  $\lambda$  - длина волны,  $\vartheta_s$  - зенитный угол Солнца.

Функции спектральной чувствительности (ФСЧ) каналов камер КМСС-М и каналов спектро радиометра MODIS на фоне модельных спектров отражения природных объектов представлены на рис. 1.

Спектральный канал 1 (755-870 нм) камеры МСУ-100 (МСУ-201, 202) в ближнем ИК-диапазоне перекрывает каналы MODIS: 2 (841-876 нм), 17 (890-920 нм) и 19 (915-965 нм). «Зеленый» канал 3 камеры МСУ-100 (535-580 нм) частично совпадает с каналом 4 MODIS (545-565 нм), а «красный» канал 2 (630-680 нм) МСУ-100 близок к каналу 1 (620-670 нм) MODIS.

Спектральные каналы 1 «синий» (450-510 нм) и 2 «УФ» (430-455 нм) камеры МСУ-50 (МСУ-250) значительно шире соответствующих им каналов 10 (483-493 нм) и 9 (438-448 нм) спектро радиометра MODIS. Канал 3 «оранжевый» (610-660 нм) МСУ-50 перекрывается в основном с каналом 1 (620-670 нм) и частично с каналом 4 (545-565 нм) MODIS.



**Рис. 1.** Функции относительной спектральной чувствительности каналов МСУ-201 (202) и МСУ-250 (показаны красным цветом) и соответствующих им каналов MODIS (показаны синим цветом) на фоне модельных спектров отражения природных объектов

Регрессионные соотношения для пересчета значений КСЯ природных объектов, измеряемых на верхней границе атмосферы, между спектральными зонами камер КМСС-М и MODIS приведены в табл.3. 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. Среднеквадратическая ошибка (СКО) пересчета КСЯ между спектральными зонами камер КМСС-М и MODIS, рассчитанная по всем рассмотренным объектам и условиям наблюдения, составляет 0,002-0,007 в зависимости от спектральной зоны. Если ограничиться рассмотрением только почвенно-растительных и водных объектов, то СКО пересчета КСЯ уменьшается до 0,001-0,005.

В данной работе рассматриваются данные только для двух камер - МСУ-201 и МСУ-202, с помощью которых проводится ежедневная съемка территории России и близлежащих государств. Достаточно представительных данных камеры МСУ-250 для сопоставления с MODIS в настоящее время недостаточно: МСУ-250 включается эпизодически, поскольку проводит съемку в той же полосе обзора с худшим разрешением и поэтому имеет меньший спрос у пользователей.

Таблица 3. Регрессионные соотношения для пересчета значений КСЯ между спектральными зонами камер КМСС-М и MODIS (mod\_i – КСЯ в зоне i MODIS)

Канал	Регрессионное соотношение
<b>Камера МСУ-201:</b> канал 1 (0,78-0,90 мкм) канал 2 (0,63-0,68 мкм) канал 3 (0,535-0,575 мкм)	$0,85 \cdot \text{mod}_2 - 0,073 \cdot \text{mod}_{17} + 0,217 \cdot \text{mod}_{19}$ $1,014 \cdot \text{mod}_1$ $0,987 \cdot \text{mod}_4$
<b>Камера МСУ-202:</b> канал 1 (0,78-0,90 мкм) канал 2 (0,63-0,68 мкм) канал 3 (0,535-0,575 мкм)	$0,893 \cdot \text{mod}_2 - 0,144 \cdot \text{mod}_{17} + 0,241 \cdot \text{mod}_{19}$ $1,016 \cdot \text{mod}_1$ $0,989 \cdot \text{mod}_4$
<b>Камера МСУ-250:</b> канал 1 (0,45-0,51 мкм) канал 2 (0,43-0,455 мкм) канал 3 (0,61-0,66 мкм)	$1,01 \cdot \text{mod}_{10}$ $1,003 \cdot \text{mod}_9$ $0,852 \cdot \text{mod}_1 + 0,13 \cdot \text{mod}_4$

Данные КМСС-М были получены из архива Научного центра оперативного мониторинга Земли (НЦ ОМЗ). Данные КМСС-М проходили радиометрическую и геометрическую коррекцию и географическую привязку [Жуков и др., 2008] и загружались 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>).

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 2 ч); наличие безоблачных и стабильных атмосферных условий 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.

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.

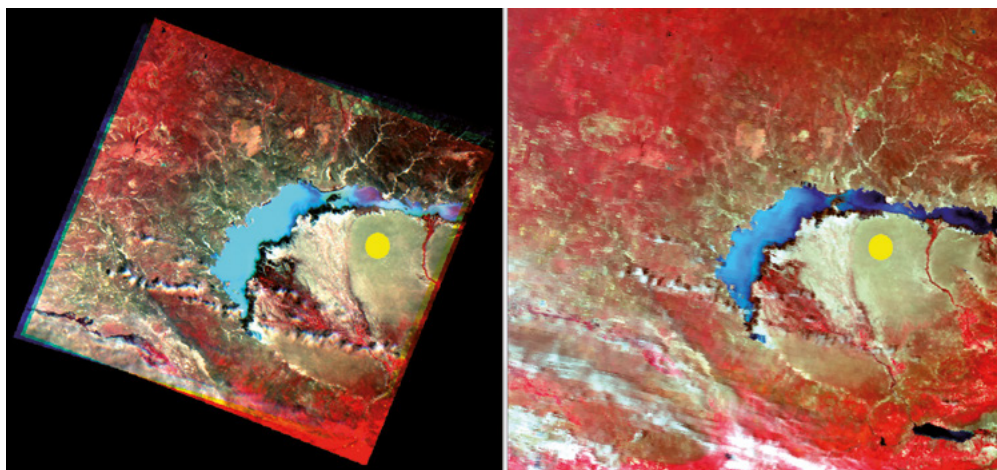
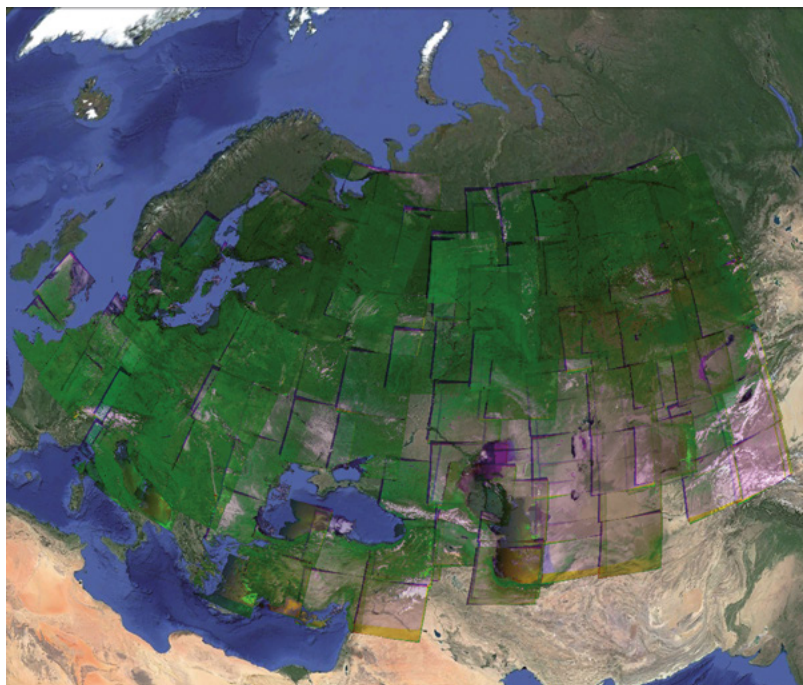


Рис.2. Пример выбора тестового участка (обозначен кругом желтого цвета) на изображениях КМСС-М (слева) и MODIS (справа) в районе оз. Балхаш

Средние значения КСЯ (а также соответствующие им значения углов Солнца и наблюдения) вычислялись по единому (географическому) полигону, состоящему в среднем из 500 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, располагающихся на территории России и соседних государств (рис. 3).



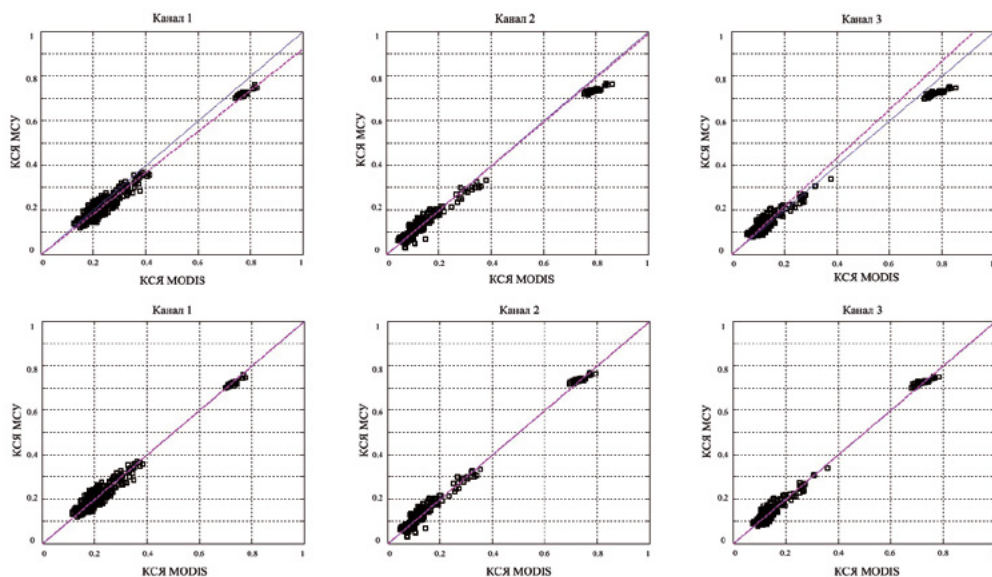
**Рис.3.** Мозаика обработанных изображений КМСС-М, наложенная на основу Google Earth

Использование КСЯ  $\rho_i$  вместо яркости  $L_i$  позволяет частично компенсировать влияние различия высоты Солнца в моменты съемок КМСС-М и MODIS. Учет влияния различия высоты Солнца и углов наблюдения в моменты съемок КМСС-М и MODIS на значения КСЯ при большом разнообразии снимаемых объектов трудно реализуем и поэтому не проводился.

## РЕЗУЛЬТАТЫ СОПОСТАВЛЕНИЯ КОЭФФИЦИЕНТОВ СПЕКТРАЛЬНОЙ ЯРКОСТИ КМСС-М И MODIS

Результаты проведенных сопоставлений КСЯ природных объектов по данным КМСС-М (камеры МСУ-201 и МСУ-202) и MODIS представлены на графиках (рис. 4 – 6).

Для камеры МСУ-201 на рис.4 в верхнем ряду графиков показаны зависимости КСЯ природных объектов по данным, измеренным в спектральных каналах камерой и пересчитанным по данным MODIS с учетом регрессионных соотношений (см. табл.3). В идеальном случае значения для МСУ и MODIS должны быть равными и отсчеты должны ложиться на биссектрису угла между осями абсцисс и ординат.



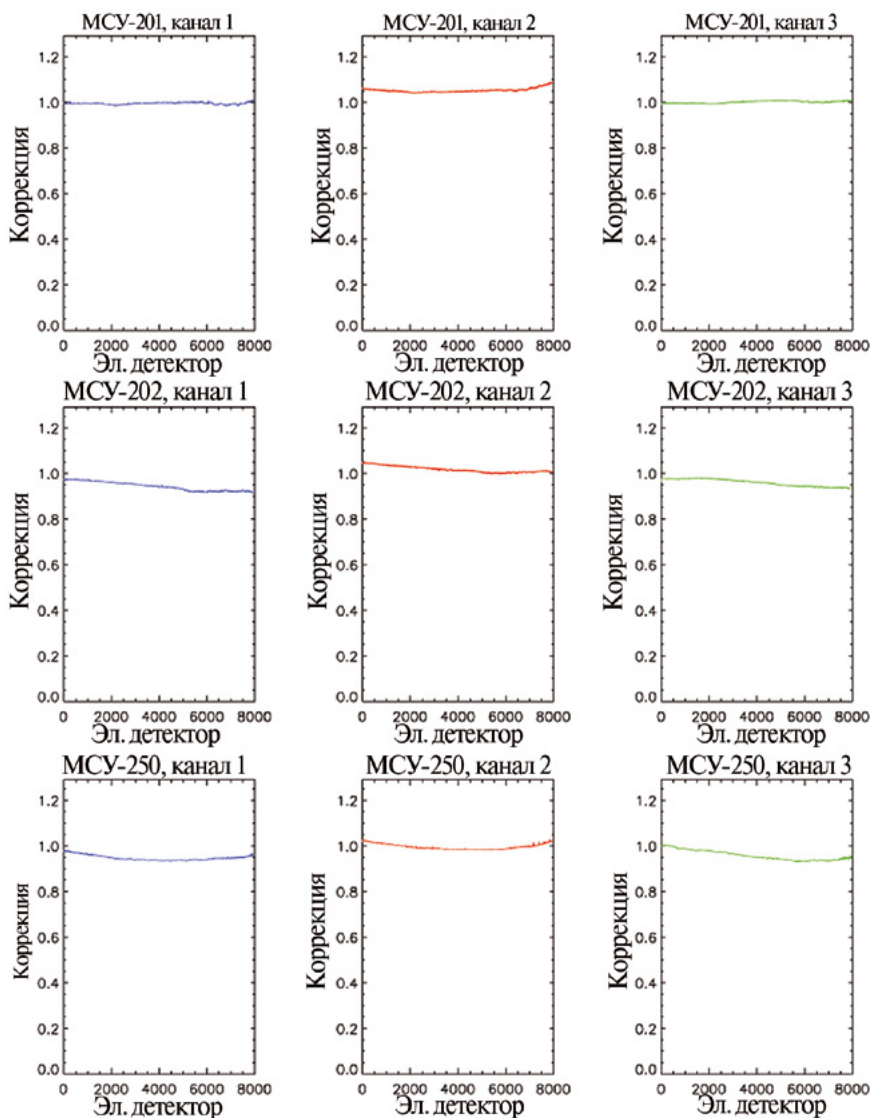
**Рис.4.** Связь КСЯ природных объектов по измерениям в спектральных каналах МСУ-201 и MODIS. Верхний ряд - связь КСЯ с учетом коэффициентов регрессии; нижний ряд – связь КСЯ с учетом уточненных коэффициентов регрессии (фиолетовой линией показана линия регрессии, сплошной – биссектриса)

Показанная на графиках линия регрессии, аппроксимирующая данные, не совпадает с биссектрисой. Указанное отклонение линии регрессии характеризует расхождение абсолютной радиометрической калибровки спектральных каналов МСУ-201 и MODIS (табл. 4), которое в первом спектральном канале МСУ-201 составило 7,9 %, во втором – 1,1 % и в третьем – 8,3 %.

По результатам проведенной в январе-феврале 2016 г. калибровки КМСС-М КА «Метеор-М» №2 по снежным полям Антарктиды необходима коррекция чувствительности элементарных детекторов камер МСУ находится в пределах точности калибровки, что подтверждает стабильность чувствительности камер КМСС-М (рис. 5).

**Таблица 4.** Связь КСЯ природных объектов в спектральных каналах МСУ-201 и MODIS

Параметры	Спектральные каналы камеры МСУ-201		
	канал 1	канал 2	канал 3
СКО КСЯ	0,037	0,029	0,031
Уравнение линейной аппроксимации данных КСЯ	$\rho_{МСУ} = 0,92 \cdot \rho_{MODIS}$	$\rho_{МСУ} = 0,988 \cdot \rho_{MODIS}$	$\rho_{МСУ} = 1,083 \cdot \rho_{MODIS}$
Расхождение абсолютной радиометрической калибровки МСУ и MODIS	7,9 %	1,1 %	8,3 %
Коэффициенты регрессии (текущие)	$0,85 \cdot mod\_2 - 0,073 \cdot mod\_17 + 0,217 \cdot mod\_19$	$1,014 \cdot mod\_1$	$0,987 \cdot mod\_4$
<i>После пересчета коэффициентов регрессии</i>			
Уравнения пересчета КСЯ МСУ и MODIS	$1,289 \cdot mod\_2 - 0,875 \cdot mod\_17 + 0,53 \cdot mod\_19 - 0,002$	$0,923 \cdot mod\_1 - 0,0084$	$0,878 \cdot mod\_4 - 0,022$
Уравнение линейной аппроксимации данных КСЯ	$\rho_{МСУ} = 1,0 \cdot \rho_{MODIS}$	$\rho_{МСУ} = 1,0 \cdot \rho_{MODIS}$	$\rho_{МСУ} = 1,0 \cdot \rho_{MODIS}$
СКО КСЯ	0,024	0,018	0,019



**Рис.5.** Коэффициент коррекции чувствительности элементарных детекторов в спектральных каналах камер КМСС-М

При сопоставлении измерений КСЯ Антарктиды, выполненных MODIS за тот же период, отклонение КСЯ достигало 8%, что, вероятно, объясняется изменением чувствительности его спектральных каналов, а также согласуется с информацией NASA об имеющихся отклонениях данных прибора в 1-15%, особенно в инфракрасных спектральных каналах после совершения маневра КА Тетра в феврале 2016 года.

В связи с этим была проведена коррекция регрессионных соотношений, связывающих КСЯ природных объектов МСУ-201 и MODIS. С помощью метода наименьших квадратов были рассчитаны поправочные множители к текущим коэффициентам регрессии. Зависимости КСЯ с учетом уточнённых коэффициентов регрессии представлены в нижнем ряду графиков (см.рис. 4). В результате линия регрессии между КСЯ по данным МСУ-201 и MODIS совпадает с биссектрисой, СКО составляет не более 0,024 (см. табл. 4).

Таблица 5. Связь КСЯ природных объектов в спектральных каналах МСУ-202 и MODIS

Параметры	Спектральные каналы камеры МСУ-202		
	канал 1	канал 2	канал 3
СКО КСЯ	0,053	0,030	0,029
Уравнение линейной аппроксимации данных КСЯ	$\rho_{МСУ} = 0,788 \cdot \rho_{MODIS}$	$\rho_{МСУ} = 0,888 \cdot \rho_{MODIS}$	$\rho_{МСУ} = 0,912 \cdot \rho_{MODIS}$
Расхождение абсолютной радиометрической калибровки МСУ и MODIS	21,1 %	11,2 %	8,8 %
Коэффициенты регрессии (текущие)	$0,893 \cdot mod\_2 - 0,144 \cdot mod\_17 + 0,241 \cdot mod\_19$	$1,016 \cdot mod\_1$	$0,989 \cdot mod\_4$
<i>После пересчета коэффициентов регрессии</i>			
Уравнения пересчета КСЯ МСУ и MODIS	$1,76 \cdot mod\_2 - 2,08 \cdot mod\_17 + 1,29 \cdot mod\_19 - 0,04$	$0,96 \cdot mod\_1 - 0,0058$	$0,924 \cdot mod\_4 - 0,0024$
Уравнение линейной аппроксимации данных КСЯ	$\rho_{МСУ} = 1,0 \cdot \rho_{MODIS}$	$\rho_{МСУ} = 1,0 \cdot \rho_{MODIS}$	$\rho_{МСУ} = 1,0 \cdot \rho_{MODIS}$
СКО КСЯ	0,016	0,017	0,017

Поправочный множитель к текущим коэффициентам регрессии имеет максимальное значение (11,9) для 17-го ИК-канала MODIS (см. табл.4), и в первом ближнем ИК-канале МСУ-201 расхождение абсолютной радиометрической калибровки МСУ-201 и MODIS до проведения коррекции составило 7,9 %.

Результаты сопоставления данных приборов МСУ-202 и MODIS представлены на рис.6.

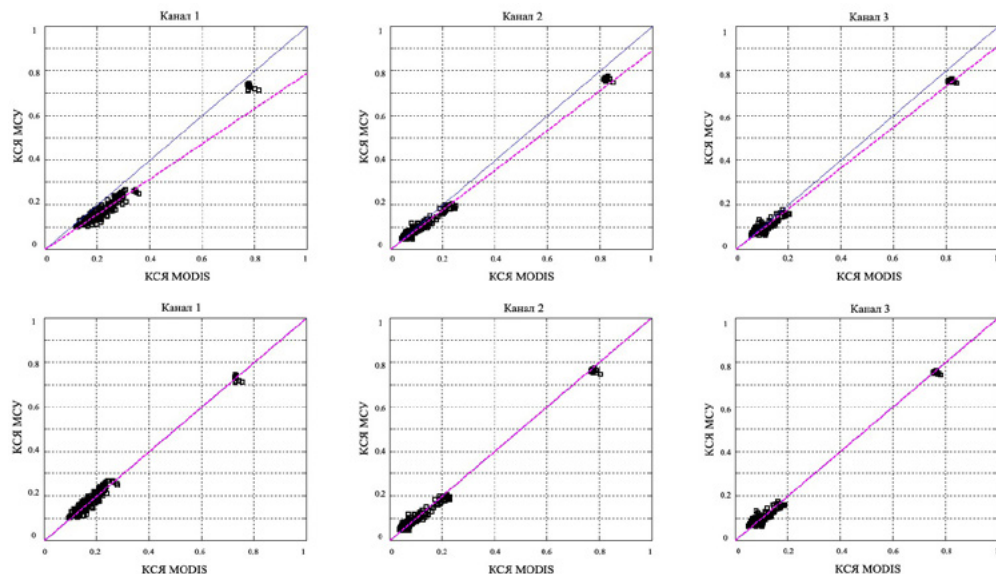


Рис.6. Связь КСЯ природных объектов по измерениям в спектральных каналах МСУ-202 и MODIS. Верхний ряд - связь КСЯ с учетом коэффициентов регрессии; нижний ряд - связь КСЯ с учетом уточненных коэффициентов регрессии (фиолетовой линией показана линия регрессии, сплошной – биссектриса)



Из верхнего ряда графиков видно, что ошибка расхождения абсолютной радиометрической калибровки спектральных каналов приборов МСУ-202 и MODIS составляет от 8,8 до 21,1 % (табл.5) и максимальна для первого канала камеры МСУ-202. Поправочный множитель имеет максимальное значение (14,4) также для 17-го ИК-канала MODIS. СКО данных МСУ-202 и MODIS после проведения коррекции было уменьшено в среднем в 2 раза и находится в пределах 0,016-0,017 (см.табл.5), а линия регрессии совпадает с биссектрисой (см.рис.6, нижний ряд графиков).

## ВЫВОДЫ

Проведенные в период апрель-май 2016 года исследования по сопоставлению коэффициентов спектральной яркости природных объектов, измеренных камерами МСУ (МСУ-201, МСУ-202) комплекса многозональной спутниковой съемки КМСС-М КА «Метеор-М» №2 и рассчитанных в спектральных зонах КМСС-М по данным спектрорадиометра MODIS, позволяют заключить, что имеющееся расхождение абсолютной радиометрической калибровки спектральных каналов камер МСУ и MODIS, вероятно, связано с изменением чувствительности спектральных каналов MODIS.

Проведенная коррекция регрессионных соотношений для пересчета КСЯ природных объектов в спектральных каналах МСУ по данным MODIS позволила компенсировать расхождения, при этом остаточное среднеквадратическое отклонение значений КСЯ от линии регрессии составило 0,016-0,024 в зависимости от спектрального канала.

## ЛИТЕРАТУРА

- [Аванесов и др., 2013] *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.
- [Ваваев и др., 2009] *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. 2009. Вып. 6. Т. 1. С. 251-258.
- [Жуков и др., 2008] *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. Т. 1. С. 260-266.
- [Жуков и др., 2014] *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. 2014. Т.11. №2. С.123-137.
- [Шовенгердт, 2010] *Шовенгердт Р.А.* Дистанционное зондирование, методы и модели обработки изображений. М.: Техносфера, 2010.
- [Wu et al., 2013] *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 THE NATURAL OBJECTS REFLECTANCES ACCORDING THE DATA OF MULTISPECTRAL IMAGING SYSTEMS ON-BOARD METEOR-M No. 2 AND SPECTRORADIOMETER MODIS ON-BOARD TERRA FOR THE PERIOD APRIL-MAY 2016**

*T.V. Kondratieva<sup>1</sup>, B.S. Zhukov<sup>1</sup>, L.I. Permitina<sup>2</sup>, I.V. Polyansky<sup>1</sup>*

<sup>1</sup> Space Research Institute of Russian Academy of Sciences, Moscow, Russia

<sup>2</sup> Research Center for Earth Operative Monitoring (NTS OMZ) Russian Federal Space Agency, Moscow, Russia

The top-of-atmosphere reflectances of various classes of natural objects, which were measured by the multispectral satellite imaging system KMSS-M on-board Meteor-M No.2 s/c and MODIS on-board Terra s/c during the period of April-May, 2016, are compared.

The multispectral satellite imaging system KMSS-M is operated on-board Meteor-M No. 2 s/c since July 2014. Meteor-M No.2 is a part of the Meteor-3M series of polar-orbiting weather satellites. KMSS-M consists of two MSU-100 cameras with a resolution of 60 m in three channels in the visible and near IR spectral range, which were optimized for land surface monitoring, and of one MSU-50 camera with a resolution of 120 m in three channels in the visible range, which were optimized for imaging waters. The KMSS-M cameras were radiometrically calibrated in-lab with an accuracy of 2%. The in-flight calibration of KMSS-M is performed yearly, using images of homogeneous snow cover on the high-altitude Antarctic Plateau with accounting for its scattering law, and is aimed to check the MSU-cameras sensitivity stability.

In addition, comparison of the top-of-atmosphere reflectances, which are measured by KMSS-M and MODIS for a wide range of natural objects on Russian territory, is performed. For this analysis, images of the Earth's surface were selected, which were taken by KMSS MODIS-M in stable atmospheric conditions with a time interval of not more than 1-2 hours. Conversion of reflectances between the spectral bands of KMSS-M and MODIS was performed using regression relationships obtained by the results of the simulation of reflection spectra surface-atmosphere system and adjusted for changes in sensitivity spectral MODIS channels. Unlike the Antarctica cross-calibration, the difference viewing angles and the Sun in the moments of the survey KMSS-M and MODIS in this analysis was not taken into account. New regression relations allowed reduction of the residual standard deviation between reflectances in the KMSS-M spectral bands as measured by KMSS-M and calculated from the MODIS data to 0,016-0,024, depending on the spectral channel.

*Keywords:* KMSS-M, multispectral satellite imaging system, Meteor-M No.2, MODIS, reflectance, in-flight radiometric calibration.

---

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

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

**Permitina** Larisa Ivanovna – leading researcher, PhD, permitina@ntsom.ru

**Polyansky** Ivan Valerievich – leading constructor, ivpolyan@cosmos.ru