

Фундаментальные и прикладные научные исследования в области механики, систем управления и информатики

**Тема УПРАВЛЕНИЕ** Исследования в области динамики сложных механических систем, проектирования орбит и построения математических моделей планирования космических экспериментов  
Гос. регистрация № 01.20.03 03442

Научный руководитель д.т.н. Р.Р. Назиров

#### **Раздел 5.1. Математические модели планирования космических экспериментов**

Отв. исп. д.ф.-м.н. А. С. Ковалева

##### **1. Разработка методов анализа и управления сложными механическими системами. Исследование возможностей гашения нежелательных колебаний в системах переменной структуры.**

Исследованы условия захвата в резонанс и устойчивости резонансных движений в многомерных системах с нелинейным возбудителем колебаний. Предполагается, что частота возбуждения и/или собственная частота возбудителя медленно меняются. Синхронизация изменений собственной частоты и частоты возбуждения поддерживает резонансные колебания с медленной возрастающей амплитудой в возбудителе. В свою очередь, перенос энергии от возбудителя возбуждает колебания с возрастающей энергией в элементах системы. Впервые изучен перенос энергии в цепочке нелинейных осцилляторов и исследовано влияние диссипации в осцилляторах и связях на возможность возбуждения интенсивных колебаний с возрастающей амплитудой в компонентах системы. Полученные результаты открывают возможности создания режимов с желаемой энергией в микро-электромеханических системах, представляющих цепочку слабо связанных нелинейных осцилляторов.

*в.н.с., д.ф.-м.н. А. С. Ковалева, agnessa\_kovaleva@hotmail.com, отд. 58*

##### **2. Проблема астероидно-кометной опасности и использования ресурсов околоземных астероидов.**

Разработан метод захвата околоземных астероидов на орбиту спутника Земли за счет последовательных гравитационных маневров в окрестности Земли и Луны.

*в.н.с., к.т.н. Эйсмонт Н.А., тел. (495)333-10-78, E-mail: neismont@iki.rssi.ru  
м.н.с. Ледков А.А., отд. 58*

##### **3. Разработки по проекту Чибис М2 в части проектирования системы управления ориентацией и навигационной системы спутника, включая решение задач, возникающих при работе наземного комплекса управления.**

Подготовлены материалы к эскизному проекту по разделу управления ориентацией и навигации спутника «Чибис-АИ».

*в.н.с., к.т.н. Эйсмонт Н.А., тел. (495)333-10-78, E-mail: neismont@iki.rssi.ru  
м.н.с. Ледков А.А. отд. 58*

##### **4. Работы по навигационному обеспечению проекта ЭкзоМарс.**

Разработано специальное программное обеспечение (СПО) отображения баллистической информации орбитального аппарата. СПО обеспечивает:

- отображение положения космического аппарата относительно неподвижных звезд и других тел Солнечной Системы;
- отображение ориентации космического аппарата;
- отображение ориентации приборов, установленных на КА;
- визуализация направления полей зрения приборов;
- визуальное отображение различных режимов работы приборов;

Разработано специальное программное обеспечение подсистемы баллистического ситуационного анализа. СПО предназначено для расчета и анализа баллистической информации для обеспечения задач планирования работы научной аппаратуры и обработки научных данных.

СПО обеспечивает расчет геометрических параметров для: 1) планирования экспериментов на борту КА, 2) обработки научной телеметрии, 3) интерпретации научной информации с приборов, установленных на борту КА.

*м.н.с. Ледков А.А. отд. 58*

#### **5. Работы по навигационному обеспечению проекта Луна-25.**

Подготовлены материалы по результатам анализа вариантов возможных орбит спутника Луны в рамках проекта Луна-25 (Луна-Глоб).

*в.н.с., к.т.н. Эйсмонт Н.А., тел. (495)333-10-78, E-mail: neismont@iki.rssi.ru, отд. 58*

#### **6. Работы по навигационному обеспечению проекта Спектр-Рентген-Гамма.**

Проведены исследования и получены результаты по проектированию оптимальных траекторий перелета в окрестности солнечно-земной точки либрации L2 в рамках проекта Спектр-Рентген-Гамма (СРГ).

*в.н.с., к.т.н. Эйсмонт Н.А., тел. (495)333-10-78, E-mail: neismont@iki.rssi.ru,  
к.ф.-м.н. Федяев К.С., отд. 58*

#### **7. Анализ и обобщение накопленных знаний и опыта в области выбора орбит ИСЗ, исходя из задач космических экспериментов и с учетом особенностей эволюции орбит и времени их баллистического существования, а также технических ограничений.**

Опыт и знания, накопленные в процессе подготовки и реализации космических экспериментов в области солнечно-земной физики, заставляют переосмыслить сложившийся в семидесятые годы прошлого века стереотип запуска КА на высокоапогейные орбиты. В те годы при свободном выборе даты старта ограничение накладывалось на выбор времени старта с учётом гарантийного срока работы бортовой аппаратуры, который составлял одно полугодие. В результате этого предметом произвола оказывалось, формируемое в момент старта, начальное значение прямого восхождения (долготы) восходящего узла орбиты, которое измеряется в плоскости земного экватора относительно точки весеннего равноденствия. Дальнейшие исследования показали, что значение прямого восхождения восходящего узла играет очень важную роль в судьбе орбиты. От этого параметра зависит не только положение орбиты относительно изучаемых областей околоземного пространства, на которые нацелен тот или иной космический эксперимент, но и характер вековой эволюции орбиты, и время её баллистического существования. В настоящее время, когда гарантийный срок работы бортовой аппаратуры измеряется годами, появилась возможность внести изменение в сложившийся стереотип запуска, и при сохранении свободы выбора даты старта запускать КА на орбиты, соответствующие заранее выбранным значениям долготы восходящего узла. В этом случае для каждой даты старта на выбранную орбиту необходимо вычислять соответствующее время старта, исходя из заданного значения долготы восходящего узла. Теперь на повестке дня появляется проблема выбора начального значения прямого восходящего узла (при фиксированных значениях остальных орбитальных элементов), исходя из задач космических экспериментов и с учётом особенностей эволюции орбит и времени их баллистического существования. Указанная проблема включает в себя два направления. Первое из них назовём ситуационным анализом, основанным на использовании математических моделей исследуемых областей околоземного космического пространства и орбитальных торов, которые образует орбита во вращающихся системах координат. Вторым направлением является исследование особенностей вековой составляющей эволюции орбит под влиянием внешних гравитационных возмущений. Для этих исследований могут быть использованы полученные М.Л. Лидовым (более 50 лет назад) первые интегралы вполне интегрируемой системы дифференциальных уравнений спутникового варианта двукратно осредненной ограниченной задачи трёх тел (задачи Хилла). Исследованиям, связанным с первой проблемой посвящена статья, находящаяся на стадии публикации в журнале Космические Исследования.

*с.н.с., к.ф.-м.н. В.И. Прохоренко, vprokhorenko@mail.ru*

#### **8. Баллистическое обеспечение эксперимента “Плазма–Ф” на борту КА СПЕКТР-Р и ежемесячное обновление прогнозируемой баллистической информации в открытом доступе на сайте ИКИ РАН [http://ftp2.plasma-f.cosmos.ru/orbit/campaign/p\\_pf\\_flg/camp1.htm](http://ftp2.plasma-f.cosmos.ru/orbit/campaign/p_pf_flg/camp1.htm).**

Итоги опыта, связанного с изучением эволюции орбиты КА СПЕКТР-Р, получили отражение в совместной публикации многих авторов, посвященной итогам трехлетней работы эксперимента “Плазма–Ф”.

### **Определение ориентации научных приборов эксперимента Плазма-Ф в солнечно-эклиптической системе.**

В рамках проекта СПЕКТР-Р (эксперимент «Плазма-Ф») продолжалась работа по определению ориентации научных приборов БМСВ и МЭП в солнечно-эклиптической системе GSE. Знание ориентации прибора используется при анализе научных данных. Результаты, представленные в виде матриц, выполняющих переход из систем КА и БМСВ в систему GSE, размещались на сервере plasma-f.cosmos.ru.

Совместно с лаб. 821 и отд. 54 проводилась обработка данных прибора БМСВ для оценки возможной анизотропии тепловой скорости ионов солнечного ветра и применимости модели изотропного распределения тепловых скоростей на фоне общего направленного движения частиц солнечного ветра.

*в.н.с., к.т.н. Эйсмонт Н.А., тел. (495) 333-10-78, E-mail: neismont@iki.rssi.ru  
ведущий математик Рязанова Е.Е, E-mail: eryazan@gmail.com, отд.58*

### **9. Оценивание точности определения параметров движения естественных и искусственных небесных тел (астероидов, космических аппаратов). Результат: программное обеспечение для расчета изохронных производных в различных моделях движения, численные результаты расчетов точностных характеристик по заданным начальным условиям для реальных объектов.**

Проведены исследования стратегий перехода между гало-орбитами вблизи точки либрации L2 системы Солнце-Земля. Использована методика расчета ограниченных орбит для построения алгоритмов вычисления компонент импульсов перехода для трех стратегий перехода. Произведены расчеты компонент импульсов для переходов между гало-орбитами с выходом из эклиптики от 50 до 700 тыс. км. Анализ суммарного импульса показал наиболее эффективную стратегию из рассмотренных. Выявлена возможность «последовательного» перехода между орбитами, позволяющая снизить общие затраты импульса за счет увеличения времени перехода.

*Аксенов С.А., Бобер С.А., тел. (495) 333-24-33*

### **10. Продолжение выполнения расчетов, связанных с дискретным представлением непрерывных объектов сложных пространственных форм, методом конечных элементов.**

Применяются два подхода к моделированию дентальной имплантации: экспресс-оценки по упрощенной параметризованной модели и построение более детальной реалистичной модели по томографическому снимку. С целью проведения оптимизации параметров конструкции была введена параметризованная схема модели «временный имплантат-челюсть». На ней применяется подход мультиагентного программирования, где в качестве агента, рассматривается временный имплантат. Введены соответствующие параметры, по которым проводится оптимизация модели.

Для отдельной схемы расстановки имплантатов была рассмотрены эффекты неоднородности материала челюсти (губчатой кости). Введен закон зависимости модуля Юнга кортикальной и губчатой кости от плотности ткани на томограмме. На основе законов зависимости плотности от значений серого по томограмме и связи плотности и модуля Юнга можно построить конечно-элементное разбиение челюсти с модулем Юнга, специфичным для отдельного элемента. Реализована соответствующая модель на примере отдельно взятой томограммы.

В SolidWorks разработана модель трехпозвонкового сегмента позвоночника с использованием модели на основе томографического снимка. Был проведен расчет прочности сегмента для модели однородного межпозвонкового диска и материала позвонка.

*Полякова Т.В. , тел. (495)333-24-33*

### **11. Околорунные ОТС. Результаты: параметры ОТС: их положение, скорости КА и т. д. Перелет КА от околоземной орбиты к околорунной; перелет КА от околорунной орбиты к околоземной.**

Цель работ, выполняемых по теме, - дать количественную оценку энергетических затрат при перемещении космического аппарата с полезным грузом (КА) по трассе Земля-Луна, построенной на основе орбитальных тросовых систем, и сравнить с затратами при обычном перелёте КА с

использованием только ракетной техники. Принята схема перелёта, разработанная в ИКИ РАН под руководством И. М. Сидорова и отражённая в известной научной литературе

Найдены те операции, которые невозможно провести без затрат ракетного топлива. Это отделение КА от концевого блока ОТС; коррекция движения при полёте по номинальной траектории полёта; стыковка с концевым блоком следующей ОТС; переход от гиперболической селеноцентрической траектории к замкнутой окололунной; операции в окололунном пространстве, выполняемые ракетами. Найдены управляющие параметры, которые формируют необходимую траекторию полёта в момент отделения КА с грузом от концевого блока ОТС. Ими являются: текущие координаты центра масс, скорость вращения ОТС, фаза отделения, длина троса. Коррекция движения выполняется корректирующими ракетными двигателями, установленными на КА.

Показано, что для осуществления всех стыковок можно использовать схему стыковки с автоматическим управлением процессом сближения и посадки, работающую с использованием алгоритма с моделью и решением краевой задачи, которая при моделировании даёт высокую точность (~1 см).

Проведен анализ результатов моделирования перелёта КА к Луне от околоземных орбит, имеющих различные параметры. Найдено, что увеличение скорости отлета груза от высокоапогейной околоземной орбиты приводит к увеличению скорости входа в сферу действия Луны, селеноцентрические траектории которой представляют собой ярко выраженные гиперболы. При входе в сферу действия Луны со скоростью большей, чем 800 м/с, вывести КА на замкнутую окололунную орбиту при малых затратах ракетного топлива становится невозможным.

Найден оптимальный способ перехода от гиперболической селеноцентрической траектории к круговой окололунной. Выполнен обзор работ по исследованию особенностей гравитационного поля Луны и движения космических аппаратов в этом поле. С учётом рассмотренных особенностей произведён выбор параметров окололунной ОТС. Предложено два варианта расположения ОТС в окололунном пространстве. Первый – установить ОТС на полярную орбиту, близкую к одной из четырёх «замороженных» (а именно, с наклоном  $86^\circ$ ). Высота одного концевого блока ОТС над поверхностью Луны – 200 км, другого – 20–30 км; период обращения по орбите – около 2-х часов; круговая скорость центра масс ОТС – 1600 м/с; касательная скорость концевых блоков – 1500 м/с. При таких параметрах отделение КА с грузом, прилетевшим с Земли, и выведение этого КА с грузом с Луны происходят с относительной скоростью около 100 м/с на высоте 20–30 км. Отделение КА с лунным грузом от ОТС происходит с относительной скоростью ~3 км/с, достаточной для преодоления сферы действия Луны.

Второй подход – установить окололунную ОТС на экваториальной круговой орбите, расположенной существенно дальше от Луны, на расстоянии ~300–400 км от её поверхности, где гравитационное поле более однородное. Расчёт энергетических затрат в обоих случаях даст возможность сделать выбор.

*к.ф.-м.н. Г.В.Веселова*

## **12. Исследования нелинейной динамики систем испытывающих бифуркации и разработка методов управления такими системами.**

Проведены исследования распределения полей характеристик приповерхностного слоя атмосферы (по данным re-анализа NCEP/NCAR и ERA40) на Индийском полуострове. Путем анализа флуктуаций в распределении температуры и относительной влажности, выявлены области, в которых возникает значительное усиление флуктуаций в преддверии Индийского муссона. Сравнительный анализ полученных результатов с распределением направления ветров показал, что полученные области совпадают с локализацией центров циклона и антициклона, которые определяют максимальное отклонение внутритропической зоны конвергенции, приносящей муссон в центральную часть Индийского полуострова. Атмосферные процессы, происходящие в выявленных областях, играют важную роль в формировании условий возникновения муссона, поэтому эти области получили в нашей работе название “области критического поведения” (tipping elements of the Indian Monsoon) (Рис. 1). Полученный результат положен в основу нового метода предсказания муссона, в котором сравнительный анализ данных внутри областей критического поведения позволяет определять даты наступления и завершения Индийского муссона. Предложенный метод имеет ряд преимуществ по сравнению с существующими подходами: позволяет осуществлять долгосрочный (более чем за 30 дней) прогноз начала муссона

(вместо 15 дней существующими методами), впервые для прогноза используются данные о критических флуктуациях приповерхностной температуры и прогноз осуществляется для региона, расположенного в центральной части Индийского полуострова.

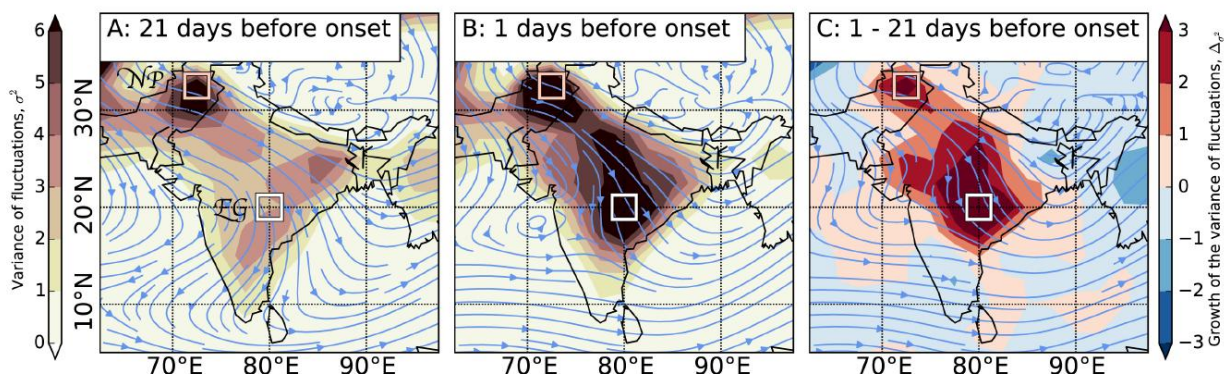


Рис. 1. Tipping elements of the Indian Monsoon - области критического поведения в системе Индийского муссона. Усиление роста дисперсии флуктуаций  $\sigma^2$  в распределении приповерхностной температуры в районе Индийского полуострова в преддверии муссона. Представлены средние значения  $\sigma^2$  за период с 1971 по 2002 год по данным ERA-40: А- 21 дней до начала муссона, В: -1 день до начала муссона, С: разность значений дисперсии между рассматриваемыми периодами представленными на рисунке А и В. Полученный результат сопоставлен с распределением среднего направления ветров за аналогичный период [Stolbova, Surovyatkina, Bookhagen, Kurths, under review in Geophysical Research Letters, 2015].

д. ф.-м. н. Е. Д. Суровяткина, т. (495)7440436, selena@iki.rssi.ru

## Раздел 5.2. Интеллект. Телекоммуникационные технологии

Отв. исп. Боярский М.Н.

### 1. Информационная поддержка научно-организационной деятельности ИКИ в сети Интернет.

Обеспечивалось функционирование и развитие аппаратной, программной и информационной частей серверов телематических служб института, включая почтовый сервер, Web-сервер, серверов службы доменных имен (DNS), FTP-сервер. Проводилась разработка и оперативное обновление информации на веб-сайте института, включая подготовку и эксплуатацию следующих новых сайтов:

1. Шестой московский международный симпозиум по исследованиям Солнечной системы (6MS3)
2. Одиннадцатая ежегодная конференция "Физика плазмы в солнечной системе"
3. Научная сессия "Космическая наука: вчера, сегодня, завтра"
4. XII Конференция молодых ученых "Фундаментальные и прикладные космические исследования"

Облачное хранилище данных, построенное на программном обеспечении SeaFile и служащее для обеспечения возможности распределенной совместной работы над документами сотрудников ИКИ и обмена данными со сторонними организациями было переведено на новую версию программного обеспечения Seafile 4 и расширено за счет добавления доступа к распределенной файловой системе Lustre разработанного в ИКИ программно-аппаратного комплекса SCARP.

Выполнен установка, конфигурирование и ввод в опытную эксплуатацию сервера коллективной работы (Groupware) на базе программного обеспечения Kolab. Сервер обеспечивает возможность доступа к корпоративной электронной почте, включая веб-интерфейс и доступ с мобильных устройств, а также персональный и совместный доступ к файлам, заметкам, календарям и заданиям. Особенностью реализации сервера в ИКИ является использование двухуровневой системы хранения почты и файлов пользователей, что позволяет обеспечить практически неограниченный объем хранения архивов почты и файлов. При этом для хранения архива почты использована файловая система GlusterFS, а для расширения архива файлов – сервер Seafile с использованием нативного интерфейса Kolab-Seafile, что позволило также интегрировать систему коллективной работы Kolab с облачным хранилищем данных Seafile.

## **2. Поддержание и развитие архива научных космических данных на базе распределено-реплицируемой сетевой файловой системы GlusterFS.**

Произвоилась эксплуатация и обновление программно-аппаратного узла файлового архива на базе 3 серверов с общим объемом резервированного хранения 12 Терабайт. На узле размещен архив научных космических данных общим объемом 3 ТБ. Выполнялось регулярное пополнение архива новыми данными проекта «Плазма-Ф». Для повышения надежности хранения данных добавлена операция регулярного резервного копирования архива в файловую систему программно-аппаратного комплекса SCARP.

*М.И.Шевченко ms@space.ru, М.Н. Боярский mb@rssi.ru, отд.58*

## **3. Проведение исследований по высокопроизводительным вычислениям на распределенных многопроцессорных многоядерных системах для эффективного решения задач в областях небесной механики.**

Разработана система для выполнения параллельных вычислений в системе Matlab, позволяющая ускорить процесс построения траекторий перелета к точкам Лагранжа в полной модели сил. Использование данной системы позволяет в автоматическом режиме построить траекторию перелета с любыми начальными условиями.

Модернизирована система параллельных вычислений, позволяющая ускорить процесс нахождения астероидов, которые можно перевести не только на траектории гравитационных маневров у Земли и других планет Солнечной Системы, но и на резонансные орбиты с этими планетами в полной модели сил. После чего астероид можно перевести на орбиту искусственного спутника Земли, используя дополнительные гравитационные маневры у Луны. На данный момент расчеты проводятся в рамках орбит Кеплера.

*М.Н. Боярский mb@rssi.ru, Ледков А.А. отд.58*

## **4. «Экспериментальный консолидированный высокопроизводительный вычислительный сегмент в центре обработки данных ИКИ РАН».**

В 2015 году был введен в штатную эксплуатацию отказоустойчивый масштабируемый программно аппаратный комплекс SCARP для хранения обработки научных данных. В рамках проводимых работ была создана подсистема программной защиты пользовательских данных на основе моментальных "снимков" распределенных файловых систем комплекса. Созданная подсистема позволяет настраивать политику архивации индивидуально для каждого научного проекта, а также адаптирует глубину исторического хранения резервных копий в зависимости от свободного пространства в хранилище. В настоящее время программно-аппаратный комплекс SCARP обслуживает три научных направления ИКИ РАН, включая дистанционное зондирование Земли из космоса, астрофизические и планетарные исследования. Кроме этого на базе данного комплекса развернуто корпоративное облачное хранилище ИКИ РАН класса "вэб-диск" с внешним доступом. Результаты проекта были доложены на конференции "Методы суперкомпьютерного моделирования", Таруса, ноябрь, 2015 год.

*к.т.н. Коноплев В.В. E-mail V.Konoplev@rssi.ru*

## **5. Наземные научные комплексы (ННК). Разработка концептуальных, технологических и методологических подходов повышения научной отдачи научных космических экспериментов за счет организации эффективной наземной информационной поддержки, а также их экспериментальная отработка.**

Опираясь на опыт реализации ранее созданных наземных научных комплексов (ННК) и учитывая опыт аналогичных зарубежных систем в течении 2015 года проводились работы по разработке новых технических и технологических методов организации ННК перспективных космических проектов. Основной акцент в данных работах был направлен на проработку принципов организации виртуальных научных операционных центров. В части принципов разработки специализированного программного обеспечения для ННК работы фокусировались на решении задачи комплексного решения отображения и поиска информации.

*Назаров В.В. vnazarov@romance.iki.rssi.ru*

**6. Исследование возможностей применения космических данных для улучшения оценок риска для здоровья населения от загрязнения атмосферы. Разработка методики использования космических данных при оценке и управлении риском. Продолжение практических работ по оценке и управлению риском для здоровья населения в связи с загрязнением атмосферы от действующих и строящихся предприятий, а также от транспортных потоков в городах.**

Показана возможность применения космических наблюдений Земли сканером MODIS для уточнения моделей рассеяния индустриальных загрязнений воздуха в задаче оценки риска для здоровья населения от загрязнения атмосферы. Используются данные по альбедо поверхности и чистому потоку нисходящего и восходящего излучения. В результате оценки острого риска уточняются на 10-20% по сравнению с получаемыми при использовании стандартных подходов, не использующих космические данные, что достаточно практически значимо для определения санитарно-защитных зон предприятий. Проведено 10 работ по расчету риска для здоровья населения в связи с загрязнением атмосферы от действующих и строящихся предприятий.

*с.н.с., к.т.н. В.В.Егоров victor\_egorov@mail.ru*

*Балтер Б.М., Балтер Д.Б., Егоров В.В., Стальная М.В., Чекалина Т.И.*

**7. Продолжение разработки теоретических и алгоритмических основ применения теории оптимального управления к информационному циклу управления состоянием экологических объектов с использованием аэрокосмических данных, включая оптимизацию средств наблюдений. Тестирование такого цикла на компьютерных имитационных моделях с использованием реальных данных.**

Продолжена разработка концепции связанных экологических и технологических информационных циклов на основе ноосферной идеологии и методов теории оптимального управления. Впервые в рамках этой концепции в качестве теоретической основы привлечена теория потоков эмергии (Г. Одум) для описания как материально-энергетических, так и информационных потоков. Предложен вариант сочетания этого подхода с теорией оптимального управления, и на этой основе - модель цикла управления загрязнением окружающей среды с использованием расчета риска для здоровья населения. Предложена концепция использования алгоритмов распределенного оптимального управления в группе связанных программных комплексов – имитаторов информационных циклов управления окружающей средой на основе космических наблюдений.

*с.н.с., к.т.н. В.В.Егоров victor\_egorov@mail.ru*

*Балтер Б.М., Балтер Д.Б., Егоров В.В., Стальная М.В., Чекалина Т.И., отд.58*

**8. Развитие метода двухэнергетической делительно-разностной маммографии**

Работа проводилась совместно с Федеральным государственным бюджетным учреждением "Московский научно-исследовательский онкологический институт имени П.А. Герцена" Министерства здравоохранения РФ. Проведенные исследования показали, что несмотря на то, что снимки молочной железы при двух различных анодных напряжений (на двух различных непрерывных спектрах рентгеновского излучения) проводятся с интервалом 8-12 секунд имеют место систематические смещения маммограмм, величина которых превышает размеры микрокальцинатов. Это существенно нарушает реконструкцию эффективного атомного номера и плотности, а, следовательно, и ухудшает идентификацию микрокальцинатов (как ранних предвестников онкологического заболевания) на ранней стадии их образования. Разработан метод локальной синхронизации для двухэнергетического рентгеновского делительно-разностного способа диагностики заболеваний молочной железы. Метод основан на максимизации коэффициента корреляции нормированных значений чисел зарегистрированных фотонов при двух различных спектров исходного излучения. При этом величины локальных смещений различны. Непостоянство величин смещений снимков молочной железы обусловило целесообразность фрагментарного представления распределений эффективного атомного номера и плотности в молочной железе.

*д.т.н. В.А. Горшков, vagorshkov@mail.ru, отд.58*

**9. Развитие математического обеспечения для первичной и вторичной обработки прибора BMSW, входящего в состав эксперимента «Плазма-Ф». Проведение систематической обработки и архивации данных.**

1. Продолжалась работы по разработке новых и модификации существующих программ для первичной обработки данных эксперимента BMSW, входящего в состав эксперимента "Плазма-Ф", полученных с помощью штатной телеметрической системы и через ВИРК.
2. Регулярно проводилась систематическая обработка полетных испытаний прибора BMSW, включая работы в Группе управления. Выполнена обработка данных для 580 сеансов связи.
3. Регулярно проводилась сверка бортового времени прибора BMSW и московского декретного времени. По полученным результатам проводилась привязки измерений к всемирному времени (UT).
4. Осуществлялся поиск больших возмущений в солнечном ветре, регистрируемых прибором BMSW.
5. Регулярно проводилась работы по определению уровней фототоков для детекторов прибора BMSW.
6. Результаты первичной обработки заносятся в систему архивации и распределения данных приборов эксперимента "Плазма-Ф" на КА СПЕКТР-Р.

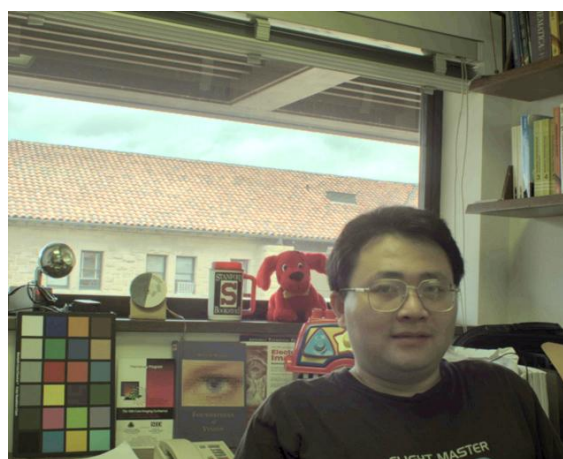
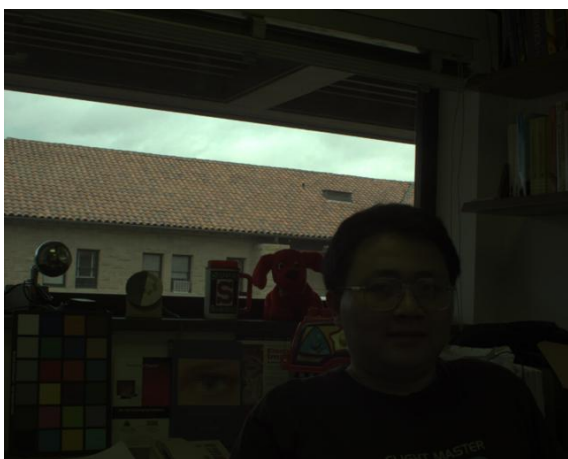
*Зам. научн. рук. эксперимента в.н.с. д.ф.-м.н. Застенкер Г.Н., отд.54  
Гаврилова Е.А., тел. (495)333-44-22, Рудневская Л. В., Ананенкова А.Н., Дьячков А.В. отд.58*

#### **10. Разработка и исследование методов тонмаппинга (tonemapping) с контролируемым уровнем шума, ориентированных на вычисления в реальном времени.**

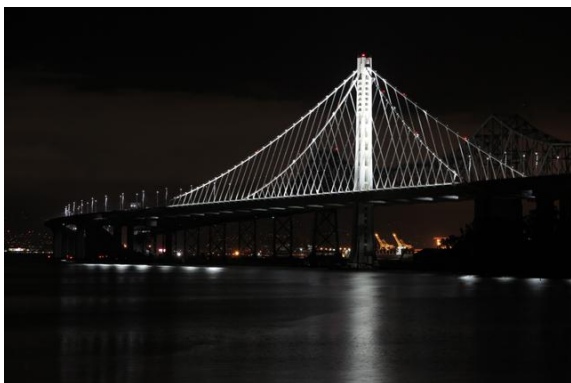
Для обработки изображений, полученных в сложных условиях освещения, и содержащих как очень яркие, так и затемненные области, традиционно используются либо простые, быстрые, но малоэффективные табличные методы, позволяющие добиться «глобального» выравнивания яркости в пределах кадра, либо требующие значительных вычислительных ресурсов методы преобразования на основе алгоритма Retinex, обеспечивающие также локальное выравнивание яркости. Наряду с ними применяются методы на основе адаптивной гистограммной эквализации (АНЕ), достаточно быстрые, но приводящие к появлению специфических артефактов (в частности - в виде высокого уровня шума в осветлённых областях изображения). Ограничение уровня шума (метод CLАНЕ) приводит также к общему снижению эффективности метода.

Метод адаптивного тонмаппинга, разработанный в качестве альтернативы перечисленным подходам, в значительной мере свободен от недостатков АНЕ, позволяет получить изображения высокого качества, сравнимого с Retinex, с контролируемым уровнем шума, но алгоритмически значительно проще последнего, что делает возможной его адаптацию для DSP. Метод может быть использован для преобразования изображений разрядностью до 15 бит на цветовую компоненту.

На решения, лежащие в основе разработанного метода, подана заявка на патентование («Способ улучшения цифровых растровых изображений методом локального выравнивания яркости», регистрационный № 2015108160). Примеры использования метода адаптивного тонмаппинга приведены ниже. Слева – оригинальные тестовые изображения, справа – преобразованные.







*Гл. спец., к.т.н., И. М. Книжный, E-mail: kim@mx.iki.rssi.ru, оид. 71.*

### **11. Обработка слабоконтрастных изображений в интересах задач навигации.**

Анализ практических задач, связанных с навигацией по изображениям Земли и планет, имеющих атмосферу, а также при выполнении исследований по гранту РФФИ 12-08-00863-а, показали важность обработки слабоконтрастных и предельно слабоконтрастных изображений. Слабый контраст изображений обусловлен большими длинами оптических трасс в поглощающей и рассеивающей атмосфере. Кроме того, поглощение, преломление и рассеивание света в атмосфере являются существенно нестационарными процессами, что значительно ограничивает точность измерений. Работы, проводившиеся на примере оценки положения линии горизонта, показали, что наличие целого комплекса помех и шумов, имеющих различную природу, препятствуют получению субпиксельной точности локализации линии горизонта и иных объектов. В частности, на изображениях присутствует структурный шум (неравномерность чувствительности и темновых токов пикселей с малым и большим радиусом корреляции, мультипликативные и аддитивные помехи, обусловленные двухканальным считыванием и др.). Закон распределения аддитивных шумов (квантовых шумов, шумов считывания и др.) и его автокорреляционная функция по полю кадра заметно изменяются в зависимости от режимов съемки и температуры.

Часть полученных экспериментальных результатов, связанных с фотометрической калибровкой камеры, мониторингом яркости атмосферы, пропускания атмосферы по звездам, а также положения линии горизонта представлены в публикации.

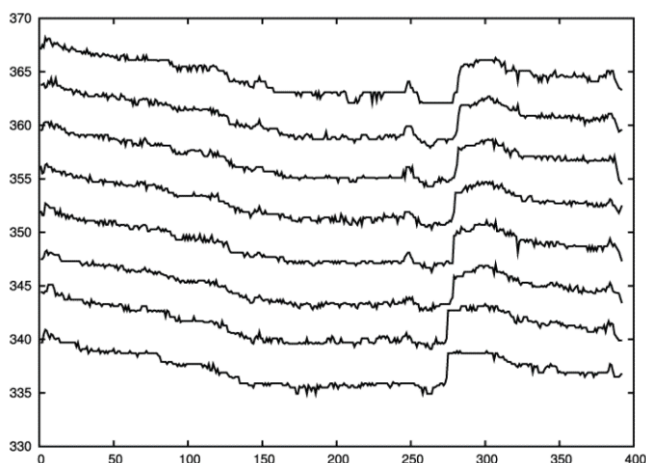


Рис. 1. Положение линии горизонта при съемках над Черным морем. По горизонтальной оси указаны номера кадров, по вертикальной оси – положение линии горизонта в пикселях. Камера развернута на некоторый угол вокруг оптической оси объектива, поэтому графики положения линии горизонта на восьми участках кадра смещены по вертикали. Видны временные и азимутальные вариации положения линии горизонта.

*С.н.с., к.т.н. Гришин В. А., E-mail: vgrishin@iki.rssi.ru, оид. 71*

## 1. Модернизация и развитие научной космической сети «КОСМОС»

В течение 2015г был проведен комплекс мероприятий по развитию сети «КОСМОС» с целью повышения производительности, управляемости, надежности и безопасности.

1. Введен в эксплуатацию программно-аппаратный комплекс глубокого пакетного анализа (DPI) сетевого трафика. Настройки программно аппаратного комплекса в настоящее время решают две ключевые задачи: 1) выявление фактов нецелевого использования научных сетевых ресурсов, в частности, использование «пиринговых» сетей и 2) реализация положений федерального закона ФЗ-139 по ограничению доступа физических лиц к ресурсам из реестра запрещенных сайтов.

2. Проведена дальнейшая модернизация магистрали ЛВС Института в рамках поэтапного перехода на технологию 10G Ethernet. В частности, емкость портов магистральной коммутационной сети с технологией 10 Ethernet увеличена с *шести* до *шестнадцати* единиц с использованием отказоустойчивого оборудования операторского класса. Таким образом, появилась возможность расширить область покрытия технологии 10GE с уровня магистрали на уровень групповых пользователей (отделов, лабораторий, проектов) ЛВС ИКИ РАН.

3. Выполнен очередной комплекс работ по внедрению технологий «единого входа» (single sign on). В частности, была произведена интеграция корпоративного облачного хранилища ИКИ РАН, реализованного на базе открытого программного продукта SeeFile и программно-аппаратного комплекса SCARP, с сервером почтового обмена и групповой Kolab Groupware.

4. Создана и введена в эксплуатацию подсистема для обнаружения сетевых атак и сканирований в режиме реального времени. В основе работы системы лежит оригинальная методика "адаптивного агрегирования" сетевого трафика, разработанная и реализованная в ИКИ РАН в 2002-2004 годах.

*Принята к печати публикация:*

*В.В. Коноплев, О.А. Старостина, М.Н. Боярский, О.В. Ревин, А.Б. Александров, Р.Р. Назиров.*

*Телекоммуникационный узел «Космос» как один из ключевых элементов в проектах дистанционного зондирования Земли с участием ИКИ РАН //Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2015. Т. 12. № 5. С. 285-291*

*А.Б. Александров, [abba@cosmos.ru](mailto:abba@cosmos.ru)*

## Раздел 5.4 Вектор\_УС

Отв. исп. д.т.н. Аванесов Г.А.

### **Разработка технологии создания радиационнотойких оптико-электронных средств и блоков обработки данных, позволяющих решать широкий круг задач навигации, управления движением и наблюдения с космических и авиационных объектов, превосходящих мировые аналоги**

В настоящее время появились возможности для создания универсальных радиационнотойких оптико-электронных средств и блоков обработки данных, позволяющих решать широкий круг задач навигации, управления движением и наблюдения с космических и авиационных объектов, превосходящих мировые аналоги. К таким задачам относятся:

- высокоточная звездная ориентация космических аппаратов;
- автономная астроинерциальная навигация самолетов;
- солнечная ориентация космических аппаратов и самолетов;
- автономная навигация космических аппаратов по горизонтам планет и естественным ориентирам;
- автономная навигация и уклонение от препятствий при посадке космических модулей на планеты;
- управление и навигация при стыковке орбитальных модулей; наблюдение за перемещением и управление движением манипуляторов и планетоходов.

Основой для построения универсальных оптико-электронных систем являются тенденции в развитии радиационно-стойкой электроники, оптики и программного обеспечения. В области электроники прогресс связан с появлением широкоформатных фоточувствительных КМОП-

матриц излучения, быстродействующих ПЛИС и БМК, позволяющих вести потоковую высокоскоростную обработку видеопотока с матриц. Появляются радиационнстойкие элементы памяти и быстродействующие процессоры, позволяющие расширять функциональные возможности программного обеспечения.

Эти микроэлектронные элементы позволяют создавать приборы в виде моноблока, когда вычислительное устройство совмещено с оптическим блоком в одном конструктиве, или в виде оптических головок и конструктивно отделенного блока обработки данных. В некоторых случаях целесообразна конфигурация, когда показания оптических головок подключены непосредственно к бортовой вычислительной машине летательного аппарата (ЛА), см. рис. 1.

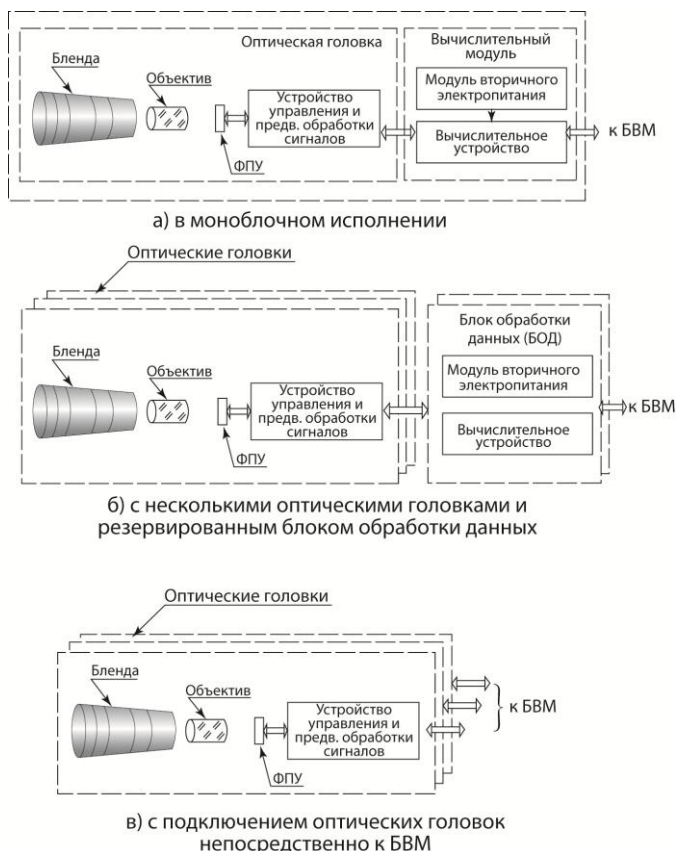


Рис. 1. Возможные структурные схемы оптико-электронных приборов ЛА

На рис. 2. показан внешний вид оптических головок (без объективов), основанных на 4 и 20 Мп КМОП-матрицах, с размером пикселя 5 и 6 мкм. Эти КМОП-матрицы имеют электронный затвор, способны обеспечивать съемку с частотой до 100 Гц, имеют широкий диапазон изменяемых экспозиций и эффективно противостоят растеканию заряда.

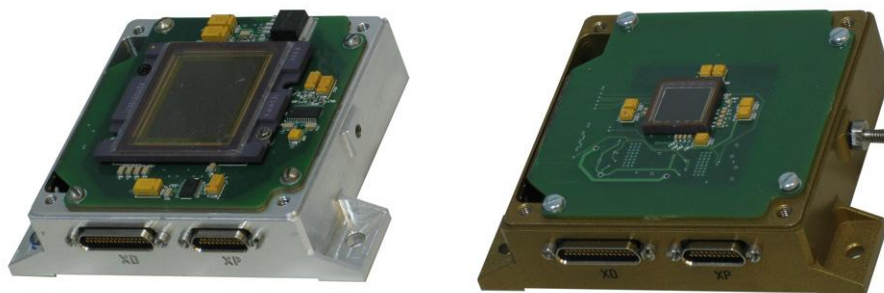


Рис. 2. Внешний вид кадровых съемочных систем

Представленные на рис. 2 оптические головки могут быть оснащены различными объективами с полем зрения от 180° («рыбий глаз») до 1° (длиннофокусные зеркальные системы). В результате

такие оптические головки способны наблюдать произвольные объекты: звезды, Солнце, планеты и ЛА.

Блоки обработки данных или вычислительные модули могут выполнять сложную обработку изображений, выделяя на них изображения требуемых ориентиров и вычисляя направления на них. Кроме того, в памяти блоков обработки могут содержаться глобальные карты звездного неба, ориентиров на планетах (в том числе на Земле) или эталонные образы другого ЛА, позволяющие решать широкий круг задач ориентации, навигации и наведения.

#### 5.4.1.1. Разработка приборов высокоточной звездной ориентации космических аппаратов.

В настоящий момент ведутся работы по созданию двух классов приборов звездной ориентации – малогабаритного с массой до 0,6-1,2 кг и высокоточного с массой 3-4 кг. Основой для построения этих приборов служат оптические головки, представленные на рис. 2. Вся остальная элементная база приборов должна быть полностью отечественной.

На рис. 3 и 4 показаны примеры приборов малогабаритного класса. На рис. 3 показан полностью автономный малогабаритный прибор МикроБОКЗ (масса 600 г). Этот прибор был выведен в космос в 2014 г. на борту МКА «Аврора». На рис. 4 показан прибор мБОКЗ-2, выполненный в виде блока обработки данных с выносными оптическими головками (масса полукомплекта 1,2 кг). Данный прибор должен быть выведен в космос на МКА «Аист-2». Запуск этого МКА должен быть первым с космодрома «Восточный» в 2016 г.

В настоящий момент показано, что точностные характеристики данных приборов (случайная составляющая погрешности определения направления оптической оси) могут находиться на уровне 0,5 угл.с. Данный результат в смысле соотношения масса/точность превосходит все существующие мировые аналоги.



Рис. 3. Внешний вид приборов звездной ориентации (реальная фотография). Справа прибор БОКЗ-М60/1000 на ПЗС-матрице. Слева прибор МикроБОКЗ на КМОП-матрице



Рис. 4. Внешний вид приборов звездной ориентации мБОКЗ-2, поставленных для МКА «Аист» №2. Прибор состоит из 2-х выносных оптических головок и блока обработки данных. Красным показаны съемные имитаторы звездного неба

На рис. 5 показана конструкция и внешний вид макета оптической головки высокоточного прибора звездной ориентации, разработка которого в настоящий момент ведется в ИКИ РАН. Экспериментально показано, что точностные характеристики этих приборов (случайная составляющая погрешности определения направления оптической оси) достигают уровня 0,15 угл.с.

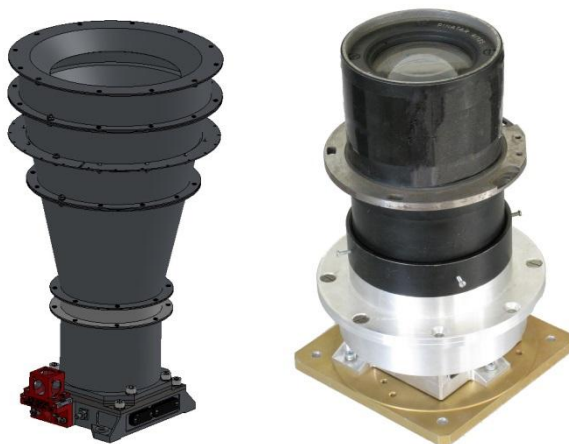


Рис. 5. Макет оптической головки высокоточного звездного датчика и макет астровизирующего устройства (АВУ)

Следует сказать, что представленные точностные характеристики приборов звездной ориентации достигаются за счет методик калибровки по реальному звездному небу. Данные методики основаны на многократной съемке звезд, могут быть реализованы в бортовом программном обеспечении приборов и применены при функционировании в открытом космическом пространстве. На рис. 6 показана иллюстрация к калибровке прибора. Точками представлены координаты 200 тысяч звезд, полученные при съемке 1500 кадров звездного неба при наблюдении с Земли. Линиями показаны остаточные рассогласования при решении задачи звездной ориентации в каждом кадре. Видно, что линии отражают систематические ошибки оптической системы, которые удается описать математическими функциями и практически полностью устранить. В результате, точность приборов определяется в основном шумовой составляющей погрешности приборов.

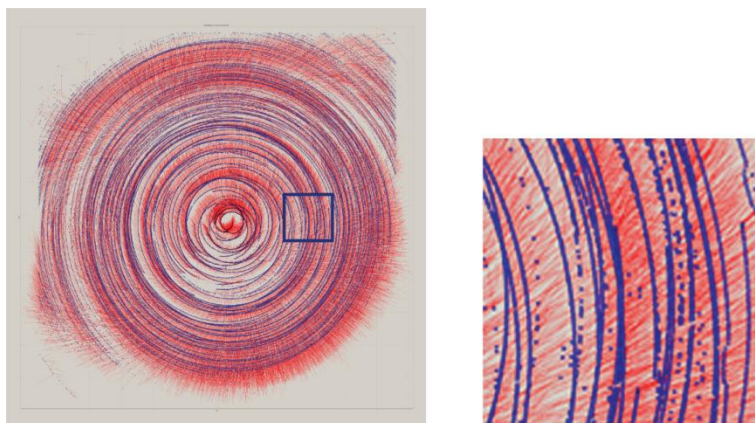


Рис. 6. Синтетический кадр (слева) и увеличенный фрагмент из него. Точки отображают положение центров звезд. Красные линии указывают величину и направление остаточного рассогласования

#### 5.4.1.2. Разработка систем для автономной астронервальной навигации самолетов

Расчеты, а также экспериментальное исследование показывают, что астроприбор, построенный на базе 20 Мп высокоточной оптической головки (см. рис. 2 и 5), при его интеграции с высокоточным БИНС, позволяет реализовать алгоритмы цифрового накопления и обеспечить визирование звезд с борта самолета на высоте 10 км, в том числе в дневных условиях освещения. На рис. 7 показана конструкция перспективного астровизирующего устройства, способного обеспечить круглосуточную равноточную астрокоррекцию БИНС. Конструкция прибора обеспечивает работу двух астрокамер из трех при любом расположении Солнца.

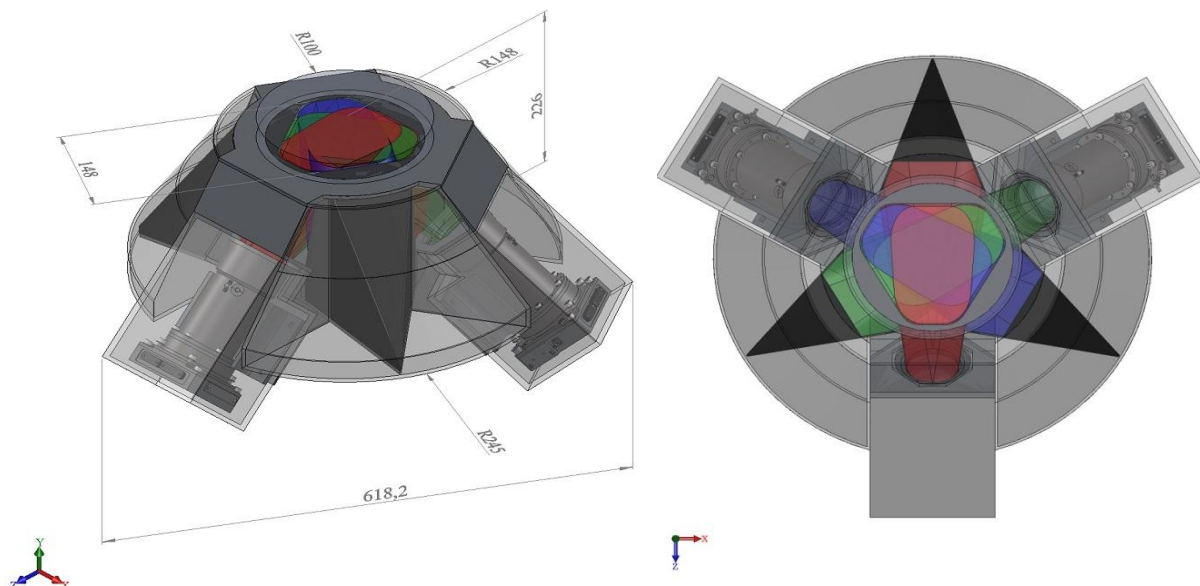


Рис. 7. Компоновка АВУ

#### 5.4.1.3. Разработка приборов солнечной ориентации космических аппаратов и самолетов

На рис. 8 показаны примеры солнечных датчиков для самолета и КА, основанные на оптической головке с 4 Мп КМОП-матрицей. Самолетный вариант предназначен для работы в условиях засветки звездного канала АВУ, имеет поле зрения 100 градусов и имеет погрешности определения на центр Солнца менее 5 угл.с. Космический вариант солнечного датчика оснащен объективом с полем зрения 190 градусов. Два таких прибора позволяют обеспечивать поиск Солнца без вращения КА.

Таким образом, видно, что оптические головки с 4 и 20 Мп КМОП-матрицами позволяют создать перспективные приборы звездной и солнечной ориентации, как для космических аппаратов, так и для авиации.

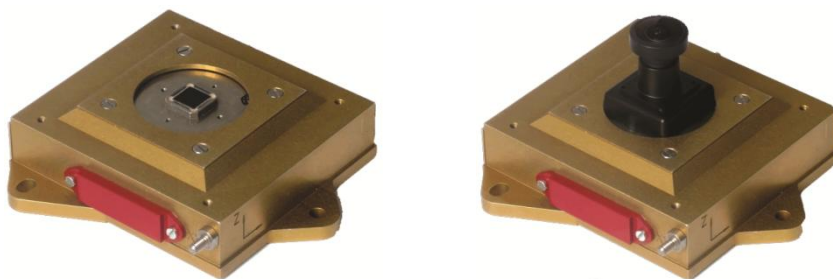


Рис. 7. Солнечные датчики для самолета (слева) и КА (справа)

#### 5.4.1.4. Автономная навигация космических аппаратов по горизонтам планет и естественным ориентирам

##### 5.4.1.4.1. Навигация по горизонтам планет

Датчики горизонта помимо определения ориентации космического аппарата (КА) могут использоваться также для оценки его положения относительно наблюдаемого тела. Автономная навигация КА по горизонту может резервировать измерения с помощью навигационных систем

ГЛОНАСС/GPS на орбитах вокруг Земли и заменять их на орбитах вокруг других тел Солнечной системы. Существующие космические датчики горизонта работают, в основном, в тепловом ИК диапазоне. Переход в видимый и ближний ИК диапазон (0,4-1 мкм) позволит создавать более простые и дешевые приборы. Поскольку в этом диапазоне горизонт Земли из космоса не виден из-за большой оптической толщины атмосферы, стоит задача определения условного горизонта на лимбе Земли, образуемом при рассеянии солнечного света в атмосфере. В результате расчетов переноса излучения в атмосфере с помощью программы MODTRAN и обработки изображений, полученных с геостационарного ИСЗ GOES-East, наиболее устойчивым оказалось определение высоты условного горизонта по половине максимальной яркости лимба. Хотя вариации высоты условного горизонта минимальны в синем участке спектра, может быть целесообразно использование более длинноволновых участков видимого и ближнего ИК диапазона, в которых возможна одновременная навигация по ориентирам на земной поверхности. Ключевым параметром космических датчиков горизонта, который наиболее сильно влияет на точность оценки положения КА, является их поле зрения, которое должно выбираться максимально большим, даже за счет ухудшения разрешения, и в идеале захватывать всю Землю. Средняя высота условного горизонта в диапазоне 0,5-0,7 мкм составила ~19 км, ошибка ( $1\sigma$ ) определения его высоты, а также координат КА на низких орбитах с высотой до 1000 км - 2-3 км при разрешении на лимбе от 1 до 10 км. На геостационарной орбите ошибка оценки высоты КА увеличивается до 20 км. Ошибки определения орбиты могут быть значительно уменьшены при накоплении измерений вдоль орбиты.

Рис. 8 иллюстрирует выделение лимба Земли с помощью разработанного алгоритма, пригодного для бортовой реализации.

Рис. 9 показывает ошибки оценки параметров эллипса, аппроксимирующего условный горизонт Земли, в зависимости от разрешения на горизонте.

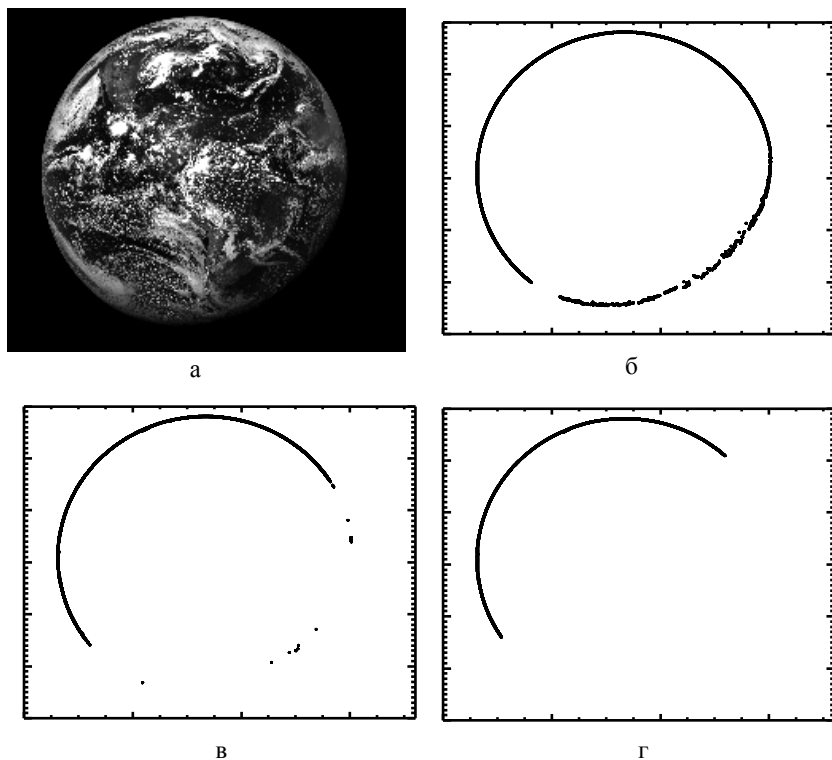


Рис. 8 Иллюстрация работы алгоритма детектирования горизонта по снимку с ИСЗ GOES-East: а – исходный снимок, б – точки, выделенные после порогового теста; в – точки, оставшиеся после фильтрации терминатора; г – детектированный условный горизонт

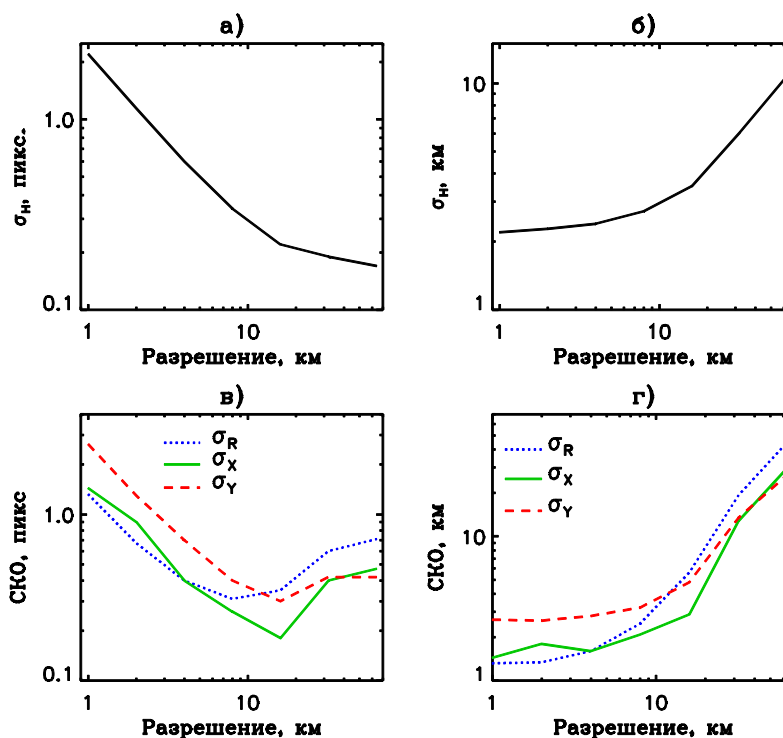


Рис. 9 Среднеквадратические отклонения высоты условного горизонта  $\sigma_H$ , координат центра  $\sigma_X$  и  $\sigma_Y$  и большой полуоси аппроксимирующего эллипсоида  $\sigma_R$ , выраженные в долях пиксела (слева) и в километрах (справа), в зависимости от разрешения на лимбе

#### 5.4.1.4.2. Навигация по естественным ориентирам

В рамках этого направления выполнены следующие работы:

- Анализ имеющейся в открытом доступе векторной картографической информации, сопоставление её с актуальными снимками земной поверхности, полученными с КМСС; выделение классов объектов, непригодных для навигации; формулировка требований по анализу точности карт, по устойчивости (стабильности) береговых линий, а также по точности представления береговых линий; формулировка требований по форматам представления картографической информации;
- Разработка программ статистического и топологического анализа береговых линий с целью автоматической селекции участков, пригодных для решения навигационных задач с заданной величиной максимальных начальных ошибок координат.
- Разработка программ автоматического синтеза грубых сетчатых эталонов, необходимых для навигации при наличии больших начальных ошибок координат.
- Разработка и реализация алгоритмов навигации для больших начальных ошибок координат и точной навигации.
- Разработка и реализация методов селекции облаков на моноспектральных изображениях.
- Разработка и реализация алгоритмов оценки ковариационной матрицы ошибок измерений с учетом наблюдаемой конфигурации береговой линии, ракурса ее наблюдения и наличия облаков, закрывающих часть береговой линии.
- Подготовка комплекса программ, предназначенных для совместной отработки указанных алгоритмов, протоколирования процессов обработки информации и анализа, как полученных результатов, так и процесса измерений.

На рис. 10 представлен один из кадров, использовавшихся для совместной отработки алгоритмов. Кадр сформирован из изображения, полученного с камеры КМСС, уменьшенного в 10 раз. Береговая линия синего цвета, наложенная на растровое изображение, соответствует начальным



ошибкам координат. Береговая линия зеленого цвета построена после вычисления поправок по координатам. Линии имеют разрывы, которые обусловлены работой алгоритмов селекции сегментов карты.

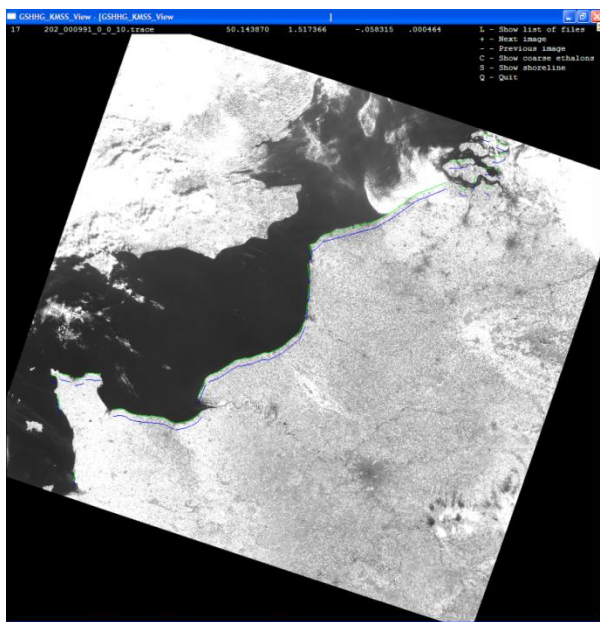


Рис. 10 Наложение береговой линии до вычисления поправок по координатам (синяя линия) и после вычисления поправок (зеленая линия).

#### 5.4.1.5. Автономная навигация и уклонение от препятствий при посадке космических модулей на планеты

Проведенные исследования показали, что:

1. После выхода КА на этапе основного торможения в заданный район задачей оптической навигации на заключительном этапе посадки может быть выбор наиболее безопасного места посадки и контроль высоты и скорости КА относительно поверхности вплоть до момента касания. Для решения этой задачи оптико-электронная система должна взаимодействовать с другими приборами управления посадкой – инерциальными датчиками, радиолокаторами и лазерными высотомерами, сканирующими лидарами.
2. При построении карты риска оптимальным является сочетание трехмерной модели поверхности, полученной по лидарным данным, с картой неоднородности поверхности и картой теней по ТВ изображениям, что позволит повысить надежность выбора безопасного и незатененного места посадки. Построение карты риска по ТВ данным может резервировать лидарное сканирование в случае, если стабилизация КА не выполнена с необходимой точностью или при необходимости дополнительного получения карты риска на участке, где такая стабилизация не была запланирована. Кроме того, только ТВ изображения позволяют картировать распределение теней по поверхности с тем, чтобы избежать посадки в затененные участки.
3. Измерение высоты стереометодом с точностью лучше 5–10% при нестабильности взаимной ориентации камер 2–3 угл. мин возможно лишь на высотах меньше 200–300 м, причем относительные ошибки высоты уменьшаются при приближении к поверхности. На этих высотах ОЭС может дублировать РЛ и лидарные измерения высоты.
4. Оценка высоты на больших высотах возможна по наблюдениям профиля горизонта (рис. 11)
5. Измерение боковой скорости возможно со всех высот на этапе вертикального спуска с точностью, возрастающей от менее 1 м/с на высоте 2 км до менее ~1 см/с на высоте 10 м. Эти измерения могут дублировать РЛ доплеровские измерения скорости и являются более точными на высотах ниже ~100 м.

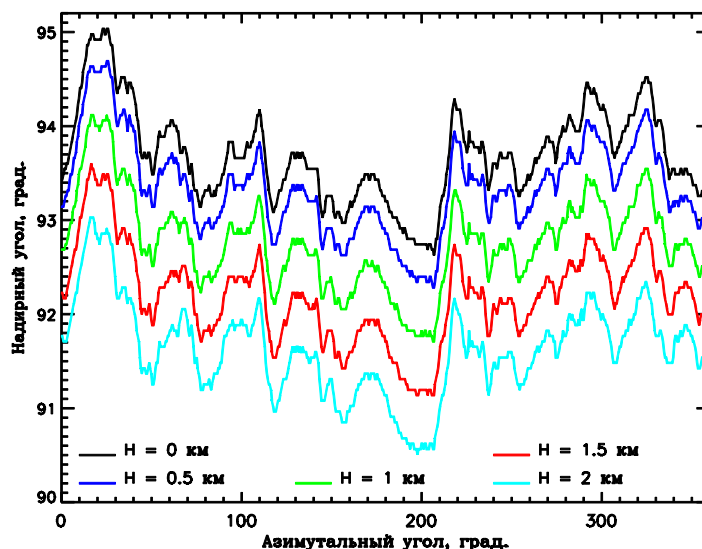


Рис. 11 – Угловой профиль горизонта при посадке в кратере Богуславский

#### 5.4.1.6. Управление и навигация при стыковке орбитальных модулей

В рамках этого направления выполнены следующие работы:

- анализ работ по указанной тематике, проводимых в США, ЕС, других развитых странах, а также в России;
- анализ испытательного и стендового оборудования, необходимого для отработки программного и аппаратного обеспечения;
- анализ возможных вариантов построения системы (активная/пассивная мишень, геометрическая структура мишени, необходимое количество камер);
- анализ возможных путей повышения точности измерений;
- построение матрицы ошибок измерений в зависимости от расстояния и ракурса наблюдения.

На рис. 12 в качестве примера приведены графики коэффициентов корреляции измерений линейных и угловых координат для одной из возможных структур мишени. Фокусное расстояние объектива принято равным 18 мм, точность (СКО) локализации центроиды пятна, образованного ретрорефлектором мишени, принята равной 0.33 пикселя. Размер пикселя принят равным 5,5 мкм. Расстояние до мишени задано равным 30 м. Проекционный центр камеры находится на конце вектора, развернутого относительно нормали к поверхности стыковочной мишени на угол  $\alpha$  и повернутого по азимуту на угол  $\beta$ . Графики показывают зависимость коэффициентов корреляции от углов  $\alpha$  и  $\beta$ .

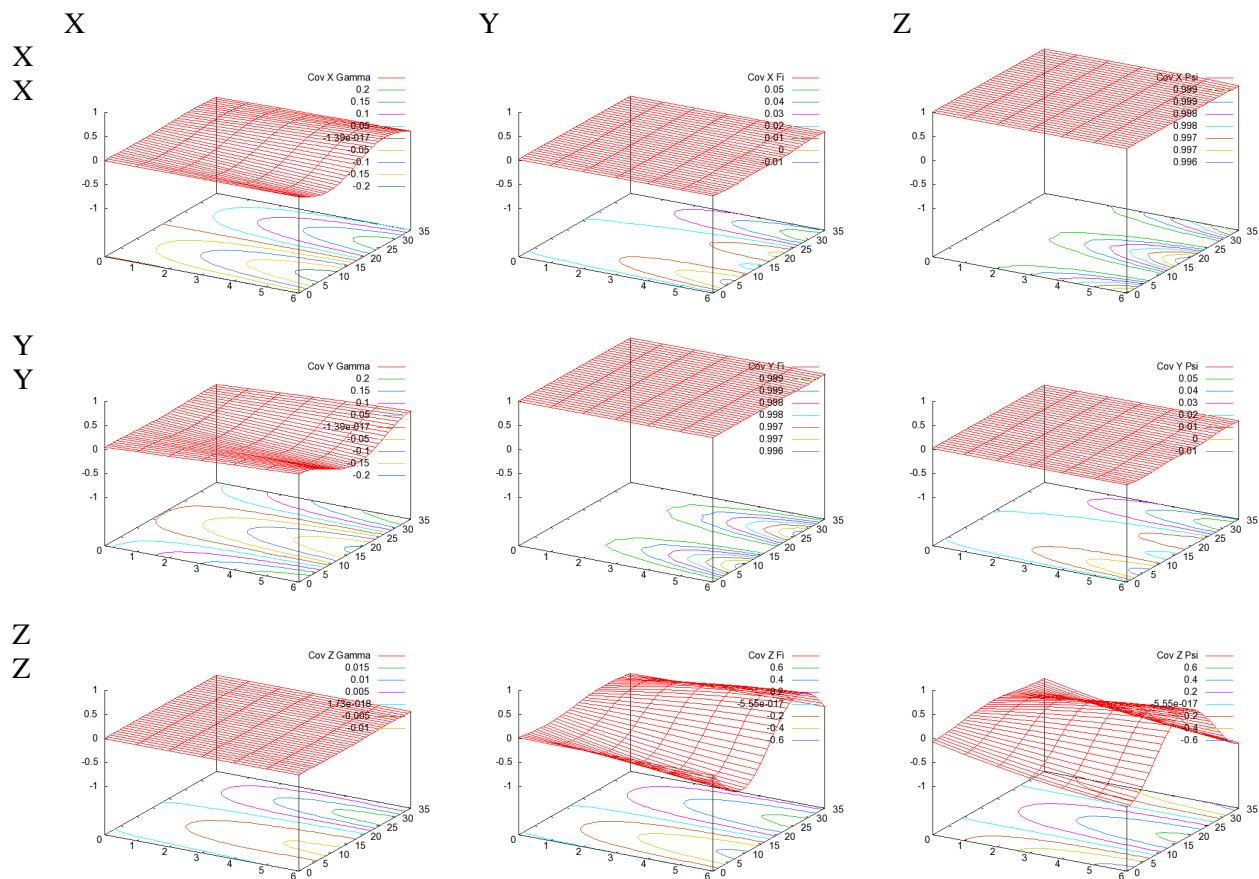


Рис. 12 Графики коэффициентов корреляции ошибок измерения линейных и угловых координат.

#### 5.4.1.7. Наблюдение за перемещением и управление движением манипуляторов и планетоходов

В ОФО ИКИ РАН разработан метод наблюдения за перемещением и управления движением манипуляторов и планетоходов.

Наблюдение за перемещением манипулятора осуществляется на посадочном модуле при помощи стереокамер. Стереокамеры расположены на фиксированном расстоянии – базисе и позволяют строить пространственную модель подстилающей поверхности, а также контролировать положение объектов, находящихся перед посадочным модулем. Так для контроля работы манипуляторов стереосистема направляется под углом к вертикали в рабочую зону манипулятора, которая располагается в зоне перекрытия камер.

В проекте ЛУНА-ГЛОБ на посадочном модуле размещены служебные и научные приборы, в том числе манипулятор и стереосистема лунных камер СТС-Л. Для организации их взаимодействия разработаны математические методы, реализуемые при помощи специального программного обеспечения, позволяющего выполнить наведение и контроль положения манипулятора в пространстве. Приведен пример формирования, визуализации и оценки точности цифровой стереоскопической модели с использованием имитатора лунного грунта. Проведена калибровка цифровых камер, уточнено значение фокусного расстояния и определены коэффициенты полинома дисторсии по полю изображения.



Рис. 13 Внешний вид макета стереокамер

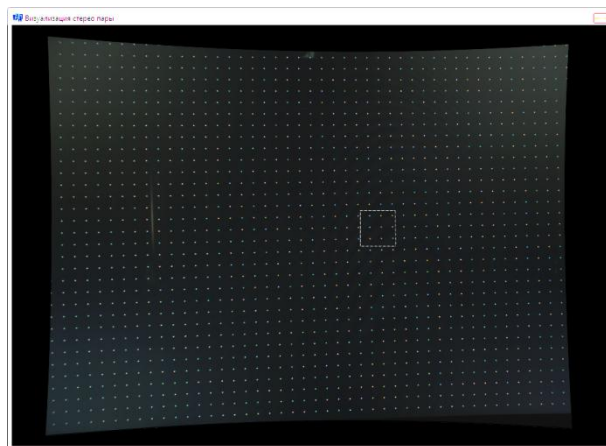


Рис. 14 Изображение калибровочной сетки после учета дисторсии

Выполнено взаимное ориентирование камер по полю точек, набранных в пределах рабочей зоны.

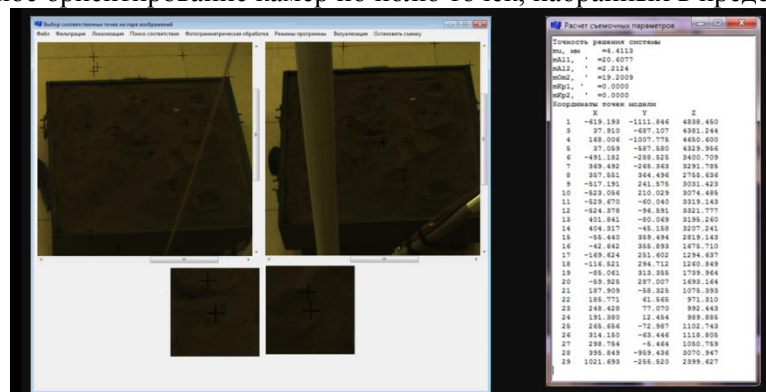


Рис. 15 Набор точек для взаимного ориентирования камер

Построена трехмерная модель снимаемой поверхности.

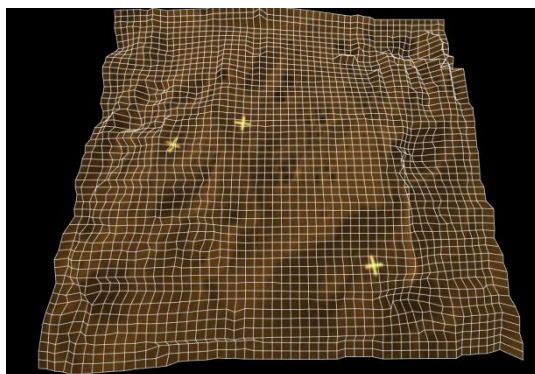


Рис. 16 Трехмерная модель имитатора лунного грунта

Выполняется калибровка взаимного положения манипулятора и системы координат стереокамер. Совершая перемещения манипулятора в заданные точки пространства в пределах поля зрения камер (15 точек) и проводя стереосъемку, определяются положения маркированных элементов манипулятора относительно системы камер.

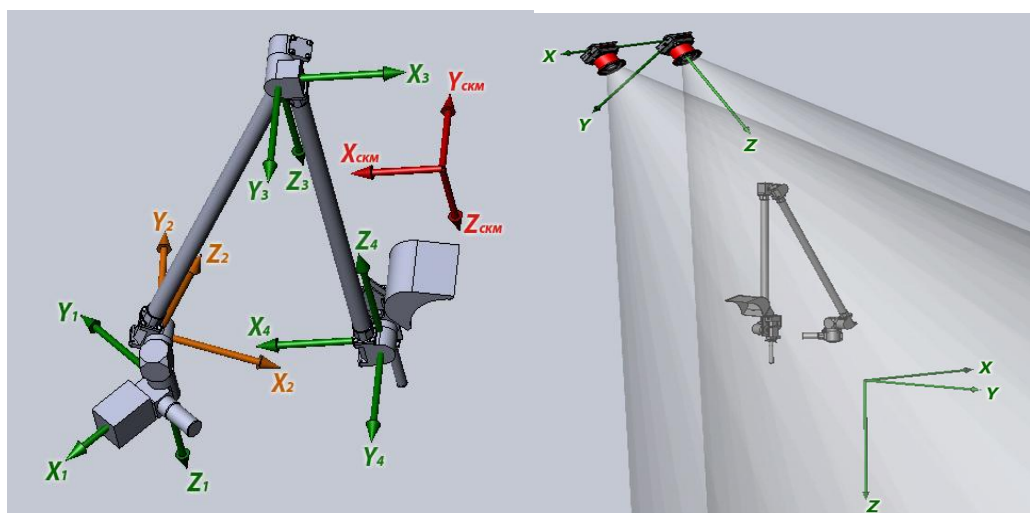


Рис. 17 Калибровка камеры относительно манипулятора

В результате калибровочных вычислений определяются параметры взаимного положения системы камер и манипулятора, масштабный коэффициент, параметры вычисления углов манипулятора. После проведения калибровки и указав точку в рабочей зоне можно вычислить координаты точки в системе координат стереокамер, перейти к системе координат манипулятора и вычислить необходимые углы поворота манипулятора. В итоге удастся привести манипулятор в указанную точку с точностью до 16 мм на расстоянии 3 м.

## 5.4.2 Разработка методов и средств дистанционного зондирования и картирования небесных тел с орбит, при посадке и после посадки на поверхность

### 5.4.2.1 Оптимизация характеристик камеры Лунной стереотопографической камеры

Для Лунной стереотопографической камеры (ЛСТК), входящей в перспективный комплекс научной аппаратуры КА «Луна-26», проведена оптимизация отсчитываемых от надира углов наблюдения  $\pm \mathcal{G}_0$ . Угол  $2 \mathcal{G}_0$  представляет собой угол стерео-засечки.

Увеличение угла стерео-засечки неоднозначно влияет на ошибку определения высоты: с одной стороны «геометрический фактор»  $1/\operatorname{tg} \mathcal{G}_0$  приводит к уменьшению ошибки высоты, с другой - ухудшение корреляции изображений в стереопаре приводит к увеличению ошибки определения параллакса и, следовательно, к увеличению ошибки высоты.

Влияние угла  $\mathcal{G}_0$  на ошибку определения высоты анализировалось по результатам моделирования стерео-изображений лунной поверхности высокого разрешения. Для этого использовалась цифровая модель рельефа (ЦМР) места посадки Apollo 12, построенная по данным камеры LROC NAC с горизонтальным разрешением 2 м. По ЦМР моделировались стерео-пары изображений, получаемые под различными углами  $\pm \mathcal{G}_0$ , и по ним осуществлялась стерео-реконструкция карты высот поверхности. Полученная карта высот сопоставлялась с исходной ЦМР, в результате чего определялась среднеквадратическая ошибка реконструкции высоты  $\sigma_H$ .

На рис. 18 представлена зависимость  $\sigma_H$  от угла  $\mathcal{G}_0$ . Получено, что оптимальное значение угла  $\mathcal{G}_0$  меняется в диапазоне 10-15° в зависимости от азимутального угла Солнца относительно плоскости орбиты  $\varphi_S$ . Для камер ЛСТК принято среднее значение угла  $\mathcal{G}_0 = 12,5^\circ$ , т.е. угол стереозасечки  $2\mathcal{G}_0 = 25^\circ$ . При этом среднеквадратическая ошибка оценки высоты для данной сцены при разрешении 2 м будет составлять 1,6-3,3 м в зависимости от угла  $\varphi_S$ . Результаты работы вошли в Дополнение к эскизному проекту на космический комплекс «Луна-Ресурс-1».

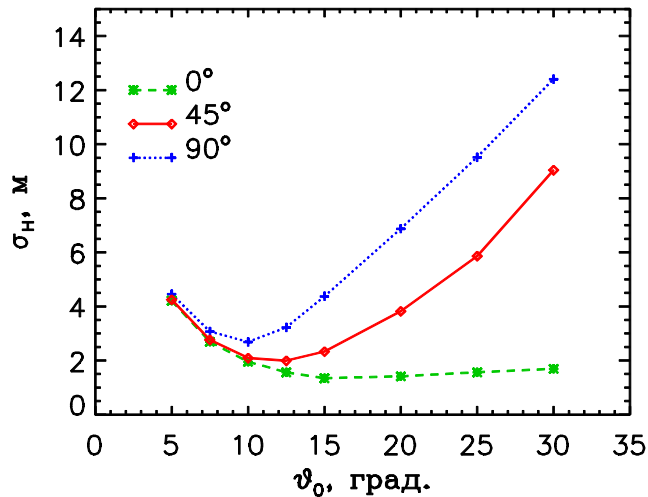


Рис. 18 Среднеквадратическая ошибка оценки высоты  $\sigma_H$  в зависимости от угла наклона камер  $\mathcal{G}_0$  и от азимутального угла Солнца относительно плоскости орбиты  $\varphi_S$  (цифры у кривых)