Федеральное государственное бюджетное учреждение науки
Институт космических исследований Российской академии наук

На правах рукописи

Жуков Борис Сергеевич

АВТОНОМНАЯ ОПТИЧЕСКАЯ НАВИГАЦИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПРИ ПОЛЕТАХ К ЛУНЕ И МАЛЫМ ТЕЛАМ СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЫ

1.3.1 физика космоса, астрономия

Диссертация на соискание ученой степени доктора технических наук

Москва

2024

Оглавление

ВВЕДЕНИЕ…… 6
ГЛАВА 1. ФИЗИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ ОПТИЧЕСКОЙ НАВИГАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ…….. 26
1.1. Основные принципы автономной оптической навигации…… 26
1.2. Системы координат и времени……. 28
1.3. Геометрические модели планет и малых тел Солнечной системы …….. 32
1.4. Отражательные характеристики безатмосферных тел Солнечной системы……. 37
Выводы к главе 1…… 41
ГЛАВА 2. ОПТИЧЕСКАЯ НАВИГАЦИЯ ПО ГОРИЗОНТУ……. 43
2.1. Навигационные измерения по центру яркости тела……... 43
2.2. Постановка задачи навигации по горизонту…….. 45
2.3. Характер изображений дуги горизонта……. 47
2.4. Аппроксимация конусом дуги горизонта сферического тела…….. 49
2.5. Аппроксимация конусом дуги горизонта эллиптического тела…….. 51
2.6. Распознавание терминатора……. 53
2.7. Анализ потенциальной точности определения радиуса и положения центра сферического тела по наблюдениям горизонта…… 56
2.8. Алгоритм навигационных измерений по горизонту…….. 60
2.9. Оценка точности навигации по горизонту Луны по модельным изображениям…….. 67
Выводы к главе 2…… 74
ГЛАВА 3. ОПТИЧЕСКАЯ НАВИГАЦИЯ ПО КОНТРОЛЬНЫМ ТОЧКАМ И ОТНОСИТЕЛЬНЫМ ОРИЕНТИРАМ……... 76
3.1. Навигация по контрольным точкам (абсолютная навигация)…….. 76
3.1.1. Случай независимого измерения ориентации камеры……. 78
3.1.2. Одновременная оценка положения КА и ориентации камеры… 80

3.2. Относительная навигация…… 84
3.3. Анализ методов выбора и распознавания ориентиров……. 86
3.3.1. Общий подход……. 86
3.3.2. Критерии априорного выбора контрольных точек……. 88
3.3.3. Критерии выбора относительных ориентиров……. 91
3.3.4. Сравнительный анализ критериев выбора ориентиров…… 92
3.3.5. Дескрипторы ориентиров……. 96
3.3.6. Анализ чувствительности дескрипторов к искажениям изображения…… 100
3.4. Алгоритмы навигации по контрольным точкам и относительным ориентирам……..……. 104
3.4.1. Алгоритм навигации по контрольным точкам……...107
3.4.2. Алгоритм комбинированной навигации по контрольным точкам и относительным ориентирам…….. 112
3.5. Каталоги контрольных точек…… 117
3.5.1. Общие принципы формирования каталога КТ для целей автономной оптической навигации……. ……..……. 117
3.5.2. Алгоритм формирование каталога контрольных точек для Луны……... 120
3.5.3. Глобальный каталог контрольных точек для Луны…….. 122
Выводы к главе 3…… 125
ГЛАВА 4. ФОТОМЕТРИЧЕСКИЙ МЕТОД АВТОНОМНОГО ВЫБОРА МЕСТА ПОСАДКИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ…….. 127
4.1. Анализ требований к выбору места посадки…….. 127
4.2. Методы выбора места посадки…….……... 132
4.3. Принципы построения фотометрической карты риска…….…… 135
4.4. Связь критерия фотометрической неоднородности с формой и размером кратеров……... 139
4.5. Информативность теней при низком Солнце……...…….. 144
4.6. Алгоритм построения фотометрической карты риска…….. 145

4.7. Возможности комбинирования фотометрической карты риска с априорными картами наклонов поверхности……... 149
Выводы к главе 4…… 151
ГЛАВА 5. АВТОНОМНАЯ ОПТИЧЕСКАЯ НАВИГАЦИЯ НА ТРАССАХ ПЕРЕЛЕТА И НА ОКОЛОПЛАНЕТНЫХ ОРБИТАХ……. 153
5.1. Задачи и требования к оптической навигационной системе на трассах перелета и околопланетных орбитах……. 153
5.2. Оптическая навигационная система для ПТК…… 156
5.2.1. Характеристики оптической навигационной системы ……. 156
5.2.2. Наземная геометрическая калибровка камер ОНС……... 162
5.2.3. Наземная радиометрическая калибровка камер ОНС……... 166
5.2.4. Режимы работы оптической навигационной системы ……. 166
5.2.5. Оценка предельных погрешностей измерений координат КА… 171
5.3. Стенд для отработки методов автономной оптической навигации…….. 177
5.3.1. Структура стенда…….. 177
5.3.2. Геометрическая калибровка стенда…… 178
5.3.3. Радиометрическая калибровка стенда……. 183
5.3.4. Моделирование поля яркости Луны……..……. 189
5.4. Стендовая отработка системы автономной оптической навигации на окололунных орбитах……... 193
5.5. Стендовая отработка автономной системы оптической навигации на трассе перелета Земля-Луна…….. 200
5.6. Отработка автономной системы оптической навигации на околопланетных орбитах по данным комплекса многозональной спутниковой съемки на КА «Метеор-М»……... 203
5.7.1. Характеристики КМСС-2…… 203
5.7.2. Геометрическая калибровка камер КМСС…… 206
5.7.3. Радиометрическая калибровка камер КМСС…… 211
5.7.4. Результаты отработки автономной оптической навигации на околопланетных орбитах по данным КМСС-2…… 212

5.7. Натурная проверка методов автономной оптической навигации по изображению СТС-Л с КА «Луна-25»……... 219
Выводы к главе 5…… 224
ГЛАВА 6. АВТОНОМНАЯ ОПТИЧЕСКАЯ НАВИГАЦИЯ ПРИ ПОСАДКЕ НА ПОВЕРХНОСТЬ ТЕЛ СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЫ…… 228
6.1. Задачи автономной оптической навигации при посадке на поверхность тел Солнечной системы…….. 228
6.2. Стенд натурного моделирования изображений шероховатых поверхностей…… 229
6.3. Отработка задач автономной оптической навигации при посадке на поверхность Фобоса в проекте «Фобос-Грунт»…… 231
6.3.1. Телевизионная система навигации и наблюдения…… 231
6.3.2 Программа работы ТСНН при посадке на Фобос..... 236
6.3.3. Стендовая отработка ТСНН…… 241
6.4. Задачи автономной оптической навигации и условия наблюдения при посадке на поверхность Луны…… 249
6.5. Состав и характеристики ТСНН-2…….. 251
6.6. Программа работы ТСНН-2 на орбитальной фазе полета…… 253
6.7. Моделирование работы ТСНН-2 на этапе основного торможения…. 253
6.7.1. Условия наблюдения на этапе основного торможения……... 253
6.7.2. Выбор контрольных точек на этапе основного торможения…. 256
6.7.3. Результаты моделирования…… 258
6.8. Моделирование работы ТСНН-2 на этапе прецизионного торможения 263
6.8.1 Условия наблюдения на этапе прецизионного торможения……. 263
6.8.2. Анализ информативности карты риска …… 264
Выводы к главе 6…… 272
ЗАКЛЮЧЕНИЕ…….. 275
Список сокращений и условных обозначений…… 280
Список литературы…… 283

ВВЕДЕНИЕ

Актуальность темы исследования. Автономная оптическая навигация находит все более широкое применение в практике космических исследований планет и малых тел Солнечной системы. В настоящее время навигация с помощью глобальных навигационных спутниковых систем ГЛОНАСС, GPS и др. реализована только на околоземных орбитах (Микрин, Михайлов, 2017). При полетах в дальний космос используются наземные радиотехнические методы (одно-, двух-, трехпутевая допплеровская радиолокация, радиоинтерферометрия со сверхдлинными базами) (Наземный…, 2012; Исследование…, 2015, гл.1; Разработка…, 2015), которые требуют значительного времени, затрачиваемого на распространение радиосигнала, на его наземную обработку и накопление измерений при движении космического аппарата (КА) по орбите. Например, после вывода КА на окололунную орбиту, а также после коррекций орбиты для достижения точности определения орбиты в несколько сотен метров требуется мерная база порядка 1 суток. На орбите Марса точность навигационных измерений с использованием глобальной системы больших радиотелескопов НАСА для дальнего космоса Deep Space Network составляет ~2 км (https://www.nasa.gov/directorates/stmd/impact-story-terrain-relavive-navigation/).

Управление КА на траектории снижения при посадке на поверхность небесных тел осуществляется по данным бортовых инерциальных и альтиметрических систем, которые обеспечивают вывод КА в район посадки с точностью до 5-10 км для Луны и до нескольких десятков километров для Марса.

Автономная оптическая навигация, позволяющая определять положение КА путем бортовой обработки изображений, получаемых оптическими съемочными системами, незаменима в случаях, когда требуется автоматически определять и корректировать орбиту КА в реальном времени. Такая ситуация может возникнуть при выводе КА на околопланетную орбиту и после коррекций орбиты, при пролете малых тел Солнечной системы, орбита которых недостаточно хорошо известна, и особенно при автоматической посадке КА на поверхность

небесных тел для повышения точности вывода КА в район посадки до сотен метров. Кроме того, резервирование автономной оптической навигацией традиционных наземных радиотехнических измерений повышает надежность и безопасность космических миссий, что особенно важно при пилотируемых полетах.

Важной задачей автономной навигации при посадке космических аппаратов на поверхность небесных тел является также уклонение от препятствий. Считается, что опасными являются участки поверхности с наклоном более 7-15º на базе ~3 м (расстояние между опорами КА) и камни размером более 30 см, что может привести к опрокидыванию КА и/или к невозможности старта возвратного модуля с посадочной ступени. Актуальность создания системы управления посадкой с уклонением от препятствий демонстрирует статистика аварий при посадке на поверхность Луны советских автоматических станций «Луна», где примерно 30% посадочных аппаратов были потеряны («Луна – 15, 18, 23»). Об этом же свидетельствуют и недавние аварии при посадке зарубежных космических аппаратов: израильского Beresheet (2019 г.), индийского Chandrayaan-2» (2019), японского Hakuto-R (2023 г.). Конечно, часть из этих аппаратов разбилась из-за сбоев в системе управления. Тем не менее, считается, что во многих случаях аварии лунных посадочных аппаратов могли произойти из-за посадки на неровный участок поверхности или на камни на поверхности Луны. Посадка КА «Rosetta» на комету Чурюмова-Герасименко на площадку с большим наклоном, которая вскоре оказалась затененной, привела к досрочному окончанию работы КА из-за недостатка энергии. Последний пример – посадка американского зонда Intuitive Machines 1 (IM-1) на Луну на площадку с большим наклоном привела к сползанию и опрокидыванию аппарата, что ограничило его работоспособность.

Степень разработанности. При аэрофотосъемке определение траектории летательного аппарата по контрольным (опорным, реперным) точкам, т.е. картографически привязанным ориентирам, и/или относительным ориентирам

(связным точкам), априорно не привязанным к карте, но наблюдаемым на перекрывающихся аэрофотоснимках является частью классической фотограмметрической задачи восстановления маршрута съемки (Лобанов, 1984). Обработка результатов проводится на Земле.

При полетах в дальний космос определение орбиты КА путем наземной обработки полученных телевизионных снимков, в основном, упрощенными методами (по краю наблюдаемого тела или по определяемому визуально направлению на его центр) широко используется в космических миссиях. Точность таких измерений зависит от опыта специалиста-обработчика (Kolyuka et al, 1991).

Для автономной оптической навигации телевизионные приборы были впервые использованы в отечественной практике в проекте «Вега» в 1984 – 1986 годах, когда при пролете КА мимо ядра кометы Галлея телевизионная система ТВС, а при ее сбое на втором аппарате – аналоговый датчик наблюдения АДН осуществляли автоматическое наведение платформы с научными приборами по центру яркости на ядро кометы (Сагдеев и др., 1986; Sagdeev et al, 1986a, 1986b; Аванесов и др., 1989). В математическом моделировании работы АДН автор принимал непосредственное участие.

Позднее метод автономной навигации по центру яркости применялся для наведения научной аппаратуры (с использованием дополнительного вращения КА) с помощью разработанной в JPL (США) автономной оптической навигационной системы AvtoNav при пролете малых тел (комет и астероидов) в миссиях Deep Space 1, STARDUST, Deep Impact, EPOXI и STARDUST NExT (Bhaskaran, 2012).

Распознавание контрольных точек (КТ) на земной поверхности лежит в основе полетной геометрической калибровки съемочных систем и географической привязки космических изображений Земли. Примером является ежегодно проводимая под руководством автора и по разработанной им методике полетная геометрическая калибровка комплекса многозональной спутниковой съемки (КМСС) на КА серии «Метеор-М» (Жуков и др., 2018, 2019, 2021, 2024).

В задачах машинного (технического) зрения методы автоматического распознавания объектов хорошо развиты (Визильтер и др., 2010), однако для условий космической съемки требуется их адаптация и оптимизация с учетом как характера снимаемых объектов, так и ограниченных вычислительных возможностей бортовых процессоров.

Практически автономная оптическая навигация на трассах перелета и околопланетных орбитах до сих пор не использовалась. Отсутствовали также каталоги контрольных точек, пригодные для этой цели.

Однако она начала широко применяться при посадке космических аппаратов на поверхность небесных тел. Во время посадки американского аппарата MER-A (Spirit) на поверхность Марса в 2004 г. с помощью системы DIMES (Descent Image Motion Estimation System – система оценки движения по изображениям при спуске) методом относительной навигации по смещению ориентиров на трех последовательных изображениях оценивалась горизонтальная скорость аппарата (Johnson et al., 2007). При этом использовались независимые измерения высоты и ориентации КА.

Автономная относительная навигация по ТВ изображениям при посадке КА получила дальнейшее развитие в разработке европейской системы NPAL (Navigation for Planetary Approach and Landing – навигация при сближении и посадке на планеты) (Frapard and Mansuco, 2005). При этом относительная навигация интегрирована с инерциальными измерениями ориентации и скорости КА, что позволяет частично компенсировать основной недостаток относительной навигации – накопление ошибок.

С помощью Телевизионной системы навигации и наблюдения (ТСНН) в проекте «Фобос-Грунт» (2011 г.), в разработке которой автор играл ведущую роль, планировалось реализовать автономные измерения высоты и горизонтальной скорости КА, а также построение карты риска для выбора наиболее безопасного места посадки (Аванесов и др., 2010).

Автономная оптическая навигация на траектории подлета к району посадки на Марсе использовалась в американской миссии Mars-2020

(https://robotics.jpl.nasa.gov/what-we-do/flight-projects/mars-2020-rover/terrain-relative-navigation/). Для этого применялся метод TRN (Terrain Relative Navigation – относительная навигация на местности). Метод TRN основан на использовании предварительно полученных с орбиты изображений района посадки, с которыми осуществляется корреляция изображений, получаемых в ходе посадки. Метод позволяет также уклоняться от крупных препятствий, которые могут быть распознаны на орбитальных изображениях при их разрешении (6-12 м в миссии Mars-2020) и занесены в используемую при посадке априорную карту риска.

Метод TRN применялся также при посадке зонда IM-1 в 2024 г. на Луну (https://www.intuitivemachines.com/_files/ugd/7c27f7_51f84ee63ea744a9b7312d17fefa9606.pdf).

При посадке китайских зондов Chang'E-3-6 в 2013-2024 гг. на поверхность Луны (Li et al, 2016) и зонда Tianwen-1 на поверхность Марса в 2021 г. (Huang et al., 2022) автономная оптическая навигация на этапе подлета к месту посадки не применялась – для этого использовались штатные инерциальные и альтиметрические системы. Однако на последнем этапе использовалась автономная система уклонения от препятствий. Непосредственно после начала вертикального спуска по ТВ изображениям автономно строилась карта риска для уклонения от крупных (более ~1 м) неровностей рельефа. Алгоритм построения карты риска основан на пороговом методе по яркости и по градиенту яркости. На высоте 100 м для уклонения от более мелких препятствий использовалась лидарное сканирование, позволяющее строить трехмерную модель поверхности с высоким разрешением.

На индийском КА Chandrayaan-3, который успешно сел в районе южного полюса Луны в 2023 г., стояли несколько ТВ камер (https://www.isra.gov/in/Chandrayaan3_Details.html). Камера LPDC (Lander Position Detection Camera – камера для определения положения посадочного модуля) предназначалась для автономного подтверждения вывода в расчетный район посадки и выбора места посадки по априорной фотокарте. Камера LHD&AC (Lander Hazard Detection and Avoidance Camera – камера для детектирования и

уклонения от препятствий) предназначалась для автономного построения карты риска в комбинации с лазерным высотомером в случае выхода в нерасчетный район. Камера LHVC (Lander Horizontal Velocity Camera – камера для определения горизонтальной скорости) предназначалась для автономного контроля боковой скорости в сочетании с лазерным допплеровским измерителем скорости.

Навигационная камера для относительной навигации на этапе основного торможения для миссии «Луна-27», а также система уклонения от препятствий, основанная на сочетании сканирующего лидара и посадочной камеры, прорабатывалась Европейским космическим агентством. Параллельно прорабатывалась и в настоящее время стала основной аналогичная отечественная Система высокоточной и безопасной посадки (СВБП) в составе лидарного и/или радиолокационного сканеров и телевизионной системы навигации и наблюдения ТСНН-2. В части определения концепции и основных характеристик ТСНН-2, а также разработки ее програмно-алгоритмического обеспечения автор играет ведущую роль.

Принципы автономной оптической навигации применимы и к задаче относительной навигации при сближении и причаливании космических аппаратов как в кооперируемом режиме с использованием хорошо распознаваемых активных или пассивных мишеней (Орловский и др., 2021), так и в некооперируемом режиме, когда в качестве ориентиров должны использоваться элементы конструкции КА (Гришин и Жуков, 2020).

Цели и задачи исследования. Целью исследования является комплексная разработка и внедрение методов автономной оптической навигации космических аппаратов в практику космических полетов в дальний космос на примере полетов к Луне и к Фобосу.

Конкретными задачами исследований являются:

- разработка и исследование методов автономной оптической навигации на околопланетных орбитах и на трассе перелета и оценка их точности;

- разработка и исследование методов автономной оптической навигации на траектории подлета к местам посадки на поверхность небесных тел и оценка их точности;
- сознание каталогов контрольных точек на поверхности Луны;
- разработка методов автономного выбора места посадки по телевизионным изображениям;
- внедрение разработанных методов автономной оптической навигации на околопланетных орбитах и на трассе перелета в оптическую навигационную систему (ОНС) для Пилотируемого транспортного корабля (ПТК);
- внедрение разработанных методов автономной оптической навигации при посадке на поверхность небесных тел в Телевизионную систему навигации и наблюдения (ТСНН) для проекта «Фобос-Грунт» и систему ТСНН-2 для лунных посадочных миссий.

Научная новизна. В автономном режиме траекторные измерения по горизонту на околопланетных орбитах и на трассах перелета для определения положения КА в планетоцентрической системе координат до настоящего времени не проводились. Разработанный автором метод автономных навигационных измерений по горизонту планеты с помощью телевизионных систем, учитывающий все основные эффекты (геометрические свойства камеры, наличие терминатора, форму тела, наличие помех, ограничение поля зрения и др.), является новым. Новыми являются также оценки точности этого метода на окололунных орбитах и на трассе перелета Земля-Луна.

Предлагаемый автором метод автономной навигации по контрольным точкам (КТ) основан на известных фотограмметрических принципах, но оптимизирован для проведения автономных измерений в реальном времени на околопланетных орбитах. За счет использования трехмерных моделей КТ обеспечивается автоматическая адаптация к изменению структуры изображения КТ на поверхности безатмосферных тел при изменении условий освещения. В

автономном режиме подобные измерения до настоящего времени не проводились. Новыми являются также оценки точности этого метода на окололунных орбитах.

Автономная оптическая навигация на околопланетных орбитах требует наличия специализированных каталогов контрольных точек, оптимизированных для этих целей. Имеющиеся каталоги кратеров на поверхности Луны и других небесных тел для этой цели не подходят из-за трудности распознавания кратеров в автоматическом режиме, а также из-за их сходной структуры. Оптимальными являются ориентиры со сложной и уникальной структурой в области их определения. Автор разработал алгоритм построения специализированных каталогов КТ для целей автономной оптической навигации в окрестности безатмосферных тел по их топографическим моделям и на этой основе впервые сформировал такие каталоги для Луны.

Разработанный автором метод комбинированной навигации по контрольным точкам и относительным ориентирам при посадке на поверхность Луны и других небесных тел имеет ряд преимуществ по сравнению с применяемым в американских миссиях методом относительной навигации TRN по ранее полученным изображениям. К этим преимуществам относятся инвариантность к условиям освещения за счет использования 3D-моделей контрольных точек, учет высоты рельефа и перспективных искажений (что особенно важно на траектории основного торможения при посадке на Луну, где отклонения оси визирования от надира могут достигать ±30°) и значительная (на 1-2 порядка) экономия бортовой памяти. Новыми являются также оценки точности этого метода на траектории подлета к местам посадки на Луну при использовании существующих и перспективных топографических моделей Луны.

Новой является предложенная автором методика комбинирования навигационных измерений по горизонту и по контрольным точкам на околопланетных орбитах, в соответствии с которой положение КА первоначально определяется по горизонту, а далее уточняется по контрольным точкам. При этом используются дополнительные измерения ориентации звездными датчиками. Данная методика позволяет проводить навигационные измерения в полностью

автономном режиме без использования прогнозной баллистической информации. Новой является реализующая эту методику концепция полностью автономной оптической навигационной системы для ПТК.

Предложенный автором метод построения фотометрической карты риска (ФКР) для выбора наиболее ровной площадки для посадки КА основан на применении простейшей и широко используемой характеристики текстуры изображений – относительной дисперсии яркости площадки. Новыми являются результаты исследования связи этого критерия с характеристиками кратеров, а также оптимизация разрешения съемочной системы для применения этого критерия. Данный метод был реализован автором в ПАО ТСНН «Фобос-Грунт» в 2011 г. и далее был доработан для учета общего наклона площадки. Его преимущество перед использовавшимся в последующие годы на китайских зондах «Чанъэ 3-6» и Tianwen-1 для уклонения от крупных препятствий методом, основанным на пороговых и дифференциальных тестах – вычислительная простота и чувствительность как к крупным, так и к небольшим (камни) опасным неровностям поверхности.

Теоретическая и практическая значимость. Методы автономной оптической навигации, разработанные автором, позволяют повысить надежность и безопасность космических полетов к Луне, Марсу, Венере и малым телам Солнечной системы, предусмотренных Федеральной космической программой.

На трассе перелета и на околопланетных орбитах автономное уточнение орбиты в реальном времени особенно важно при выводе КА на околопланетную орбиту и после коррекций орбиты, а также в нештатных ситуациях.

Резервирование автономной оптической навигацией традиционных наземных радиотехнических измерений повышает надежность и безопасность космических миссий, что особенно важно при пилотируемых полетах.

Автономная оптическая навигация на этапе подлета к месту посадки КА на поверхность небесных тел позволит радикально повысить точность вывода КА в район посадки, что даст возможность выбирать для посадки районы меньших

размеров и в большей степени ориентироваться на научные задачи миссии, а не на наличие больших ровных площадей.

Безопасность посадки космических аппаратов на поверхность небесных тел напрямую связана с уклонением в реальном времени от камней и опасных уклонов, которые вследствие относительно малого размера могут не быть распознаны по полученным с орбиты изображениям вследствие недостаточного разрешения орбитальных съемочных систем. Кроме того, вследствие значительных размеров эллипса рассеяния точки выведения КА в район посадки в его пределах всегда будет иметься большое число опасных неровностей рельефа. Необходимость управляемой посадки с уклонением от опасных участков показывают приведенные выше примеры нештатной посадки космических аппаратов на поверхность Луны и других небесных тел.

Приоритетной задачей стереокартирования Луны с помощью стереотопографической камеры (ЛСТК) в ближайшей миссии «Луна-26» поставлено построение трехмерных моделей участков подлета к местам посадки будущих отечественных лунных посадочных миссий с разрешением лучше 10 м. Это обеспечит эффективное применение разработанных автором методов автономной оптической навигации в следующих лунных миссиях.

Методология и методы исследования. При выполнении работы использовались следующие методы:

- математическое моделирование с использование топографических и отражательных моделей небесных тел,
- макетное моделирование поверхности безатмосферных тел,
- стендовая отработка реальных космических приборов,
- обработка данных реальных космических съемок, выполненных камерой СТС-Л на КА «Луна-25», комплексом многозональной спутниковой съемки (КМСС) на КА серии «Метеор-М», а также имеющихся в открытом доступе изображений Луны, полученных камерами съемочной системы Lunar Reconnaissance Orbiter Camera (LROC) на КА Lunar Reconnaissance Orbiter (LRO).

Положения, выдвигаемые на защиту.

В работе выполнено физико-техническое обоснование возможности создания системы, решающей задачу получения навигационных параметров на основе бортовой обработки в реальном времени данных телевизионных измерений направлений на горизонт планеты, объекты на ее поверхности и звезды путем их распознавания с использованием соответствующих каталогов. На этой концептуальной основе базируется разработка методов измерений, состава и параметров технических средств, а также программно математического обеспечения и технологии его отработки.

На защиту выносятся следующие результаты диссертационной работы:

1. Метод автономных оптических навигационных измерений по горизонту планеты (*соответствует п.2 паспорта научной специальности*).

Реализуется на околопланетных орбитах и на трассах перелета с учетом: условий освещения, характеристик камеры, положения тела в поле зрения, наличия помех и др.

По результатам математического моделирования и стендовых измерений установлено, что среднеквадратическая ошибка (СКО) определения координат КА по горизонту Луны на окололунных орбитах высотой до 800 км не превышает 3-6 км в зависимости от высоты.

2. Метод автономных оптических навигационных измерений по контрольным точкам (КТ) (*соответствует п.2 паспорта научной специальности*).

Реализуется на околопланетных орбитах и при посадке космических аппаратов. За счет использования трехмерных моделей КТ обеспечивается автоматическая адаптация к изменению структуры изображения КТ на поверхности безатмосферных тел при изменении условий освещения.

По результатам математического моделирования и стендовых измерений, СКО определения горизонтальных координат КА по КТ на окололунных орбитах составляет ~50 м, при посадке ~20 м. При топографическом картировании

районов посадки .будущих лунных миссий с помощью лунной стереотопографической камеры (ЛСТК) в миссии «Луна-26» абсолютная навигация по КТ будет возможна на всей траектории подлета к районам посадки и СКО координатных измерений может быть уменьшено до ~10 м.

3. Алгоритм и программное обеспечение формирования каталогов контрольных точек на поверхности безатмосферных тел для задач автономной оптической навигации (*соответствует п.4 паспорта научной специальности*).

Каталоги КТ строятся на основе критериев оптимальной локализации, уникальности в области поиска, инвариантности к условиям наблюдения в широком диапазоне за счет использования трехмерных моделей КТ, независимости от объектов, не входящих в область определения КТ, и соответствия используемым алгоритмам навигационных измерений.

С использованием предложенного алгоритма построен специализированный глобальный каталог контрольных точек на поверхности Луны для задач автономной оптической навигации.

4. Метод построения фотометрической карты риска для определения направления на наиболее безопасную площадку для посадки КА на поверхность безатмосферных тел (*соответствует п.2 паспорта научной специальности*).

Реализуется на основе критериев минимизации относительной дисперсии яркости площадки и порогов по теням и средней яркости площадки.

На примере района посадки КА «Луна-25» размером 10х30 км с площадной долей опасных уклонов 38% показано, что данный метод позволяет уменьшить вероятность посадки на опасные уклоны до 12-15%. При выборе более ровного района размером 1,2х1,2 км с площадной долей опасных уклонов 16%, выведение КА в который с необходимой точностью требует использования автономной оптической навигации на этапе подлета, данный метод позволяет уменьшить вероятность посадки на опасные уклоны до ~3%.

5. На основе разработанных методов предложен новый подход к построению систем автономной оптической навигации для работы на околопланетных орбитах и на трассах перелета, сочетающий навигационные

измерения по горизонту и по контрольным точкам с использованием одновременных измерений ориентации космического аппарата и времени (*соответствует п.1 паспорта научной специальности*).

6. Разработанные в диссертации методы и подходы к решению задач автономной оптической навигации использованы при построении следующих систем (*соответствует п.1 паспорта научной специальности*):

- телевизионная система навигации и наблюдения ТСНН для КА «Фобос-Грунт» для навигационных измерений при посадке на Фобос,

- оптическая навигационная система для Пилотируемого транспортного корабля для навигационных измерений на трассе перелета Земля-Луна и на окололунных орбитах,

- определены структура и основные характеристики системы ТСНН-2 для КА «Луна-27» для навигационных измерений на траектории подлета к району посадки и выбора безопасного места посадки.

Степень достоверности и апробация результатов. Достоверность результатов исследования подтверждается результатами математического моделирования, стендовой отработки реальных космических систем и обработки данных реальных космических съемок.

Результаты работы докладывались на следующих Всероссийских и международных конференциях и семинарах и опубликованы в их трудах:

- Всероссийские научно-технические конференции «Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов» (Таруса, 2008, 2010, 2012, 2014, 2016, 2018, 2021 гг.),

- Международные конференции «Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса» (Москва, 2006, 2007, 2008, 2011, 2013, 2014, 2015 гг.),

- Научно-техническая конференция-семинар «Техническое зрение в системах управления мобильными объектами» (Таруса, 2010),

- Научно-техническая конференция «Техническое зрение в системах управления» (Москва, 2011),

- Международная научно-практическая конференция «Системы и комплексы автоматического управления летательными аппаратами» (Москва, 2013),

- 7th International Symposium “Reducing the Costs of Spacecraft Ground Systems and Operations " (IKI, Moscow, 2007),

- International Colloquium and Workshop "Ganymede Lander: scientific goals and experiments" (IKI, Moscow, 2013).

Основные результаты диссертации опубликованы в 24 статьях в журналах из списка ВАК и 6 статьях в рецензируемых иностранных журналах.

Публикации в журналах из списка ВАК:

1. Аванесов Г.А., Бонев Б.И., Кемпе Ф., …, Жуков Б.С. и др. Телевизионные съемки Фобоса: первые результаты // Письма в Астрон. Ж. 1990. Т. 16. № 4. С. 378-388.

2. Аванесов Г.А., Гордеев З.В., Гришин В.А., Жуков Б.С. и др. Телевизионная система навигации и наблюдения // Астрон. Вестник. 2010. Т.4. №5. С. 473-479.

3. Аванесов Г.А., Полянский И.В., Жуков Б.С. и др. Комплекс многозональной спутниковой съемки на борту КА «Метеор-М» №1: три года на орбите. // Исследование Земли из космоса. 2013. №2. С. 74-83.

4. Аванесов Г.А., Жуков Б.С., Сметанин П.С. и др. Отработка технологии автономной навигации космических аппаратов дальнего космоса на Международной космической станции // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2020. Т.17. № 7. С. 41-49. DOI: 10.21046/2070-7401-2020-17-7-41-49.

5. Аванесов Г.А., Бережков А.В., Бессонов Р.В., …, Жуков Б.С. и др. Служебная телевизионная система КА Луна-25 // Астрономический Вестник. 2021. Т. 55. №6. С. 601-617. DOI: 10.31857/S0320930X21060013.

6. Аванесов Г.А., Жуков Б.С., Сметанин П.С. Стенд для отработки технологии автономной припланетной оптической навигации КА // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2021. Т.18. № 3. С. 108-117. DOI: 10.21046/2070-7401-2021-18-3-108-117.

7. Балдина Е.А., Бессонов Р.В., Гришин В.А., Жуков Б.С. и др. 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. DOI: 10.21046/2070-7401-2016-13-3-217-228.

8. Гришин В.А., Жуков Б.С. Особенности проблемы распознавания образов применительно к задачам относительной навигации при стыковке космических аппаратов // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2020. Т. 17. № 7. С. 58-66. DOI: 10.21046/2070-7401-2020-17-7-58-66.

9. Жуков Б.С., Василейский А.С., Жуков С.Б. и др. Предварительная обработка видеоданных КМСС с КА «Метеор-М» // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2008. Вып. 5. Т 1. С. 260–266.

10. 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. 281-288.

11. Жуков Б.С., Кондратьева Т.В., Полянский И.В. и др. 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.

12. Жуков Б.С., Жуков С.Б., Форш А.А. 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.

13. Жуков Б.С., Полянский И.В., Жуков С.Б. Автономная оптическая навигация на окололунных орбитах и при посадке на Луну с помощью

сверхширокоугольной камеры. // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2017. Т.14. № 2. С.24-35. DOI: 10.21046/2070-7401-2017-14-2-24-35.

14. Жуков Б.С., Гришин В.А., Жуков С.Б. и др. Моделирование оптических навигационных измерений на траектории подлета к районам посадки на Луну // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2018. Т.15. № 6. С. 154-168. DOI: 10.21046/2070-7401-2018-15-6-154-168.

15. Жуков Б.С., Гришин В.А., Жуков С.Б. и др. Моделирование оптических навигационных измерений при вертикальном спуске на поверхность Луны // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2018. Т.15. № 6. С. 169-179. DOI: 10.21046/2070-7401-2018-15-6-169-179.

16. Жуков Б.С., Жуков С.Б., Кондратьева Т.В. и др. Автоматизация полетной геометрической калибровки Комплекса многозональной спутниковой съемки КМСС-М на КА «Метеор-М» №2 // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2018. Т.15. № 6. С. 201-212. DOI: 10.21046/2070-7401-2018-15-6-201-2012.

17. Жуков Б.С., Гришанцева Л.А., Кондратьева Т.В. и др. Полетная геометрическая калибровка Комплекса многозональной спутниковой съемки КМСС-2 на КА «Метеор-М» № 2-2 // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2019. Т.16. № 6. С. 93-100. DOI: 10.21046/2070-7401-2019-16-6-93-100.

18. Жуков Б.С., Кондратьева Т.В., Полянский И.В. Межгодовой тренд чувствительности камер комплекса многозональной спутниковой съемки КМСС-М на КА «Метеор-М» №2 по результатам полетной калибровки в 2015-2020 гг.// Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2021. Т. 18. № 1. С. 53-60. DOI: 10.21046/2070-7401-2021-18-1-53-60.

19. Жуков Б.С., Кондратьева Т.В., Полянский И.В. Коррекция автоматической географической привязки изображений комплекса многозональной спутниковой съемки КМСС-2 на КА «Метеор-М» №2-2 //

Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2021. Т.18. № 2. С. 75-81. DOI: 10.21046/2070-7401-2021-18-2-75-81.

20. Жуков Б.С., Кондратьева Т.В., Никитин А.В. и др. Полетная геометрическая калибровка комплекса аппаратуры КМСС-2 на КА «Метеор-М» № 2-3 // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2024. Т.21. № 1. С. 185-193. DOI: 10.21046/2070-7401-2024-21-1-185-193.

21. Кондратьева Т.В., Жуков Б.С., Пермитина Л.И. и др. Сопоставление радиометрических данных КМСС-М КА «Метеор-М» №2 с данными MODIS КА «Terra» и OLI Landsat-8 // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2018. Т. 15. № 2. С. 19-28. DOI: 10.21046/2070-7401-2018-15-2-19-28.

22. Орловский И.В., Михайлов М.В., Рожков С.Н., …, Жуков Б.С. Сближение и причаливание космических аппаратов по измерениям аппаратуры спутниковой навигации, совмещенной с оптической подсистемой причаливания // Космическая техника и технологии. 2021, Т.33. №2. С. 88-97. DOI: 10.33950/spacetech-2308-7625-2021-2-88-97.

23. Полянский И.В., Жуков Б.С., Кондратьева Т.В. Комплекс многозональной спутниковой съемки среднего разрешения для гидрометеорологических космических аппаратов // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2019. Т. 16. № 6. С. 83–92. DOI: 10.21046/2070-7401-2019-16-6-83-92.

24. Сагдеев Р.З., Аванесов Г.А., Крювелье П., …, Жуков Б.С. и др. Телевизионный эксперимент по наблюдению кометы Галлея с КА "Вега" // Письма в Астрон. Ж. 1986. Т. 12. № 8. С. 593-603.

Публикации в иностранных рецензируемых журналах:

1. Avanesov G.A., Bonev B.I., Kempe F., …, Zhukov B.S. et al. Television observations of Phobos: first results // Nature. 1989. Vol. 341. No. 6243. P. 585-587.

2. Avanesov G.A., Zhukov B., Ziman Ya, et al. Results of TV imaging of Phobos (Experiment VSK-FREGAT) // Planet. Space Sci. 1991. Vol. 39. No. 1/2. P. 281-295.

3. Kolyuka Yu., Tikhonov V., Ivanov N., ..., Zhukov B. et al. Phobos and Deimos astrometric observations from the Phobos mission // *Astron. & Astrophys*. 1991. Vol. 244. P. 236-241.

4. Polyansky I., Zhukov B., Zubarev A. et al. Stereo Topographic Mapping Concept for the Upcoming Luna-Resurs-1 Orbiter Mission // Planetary and Space Science. 2018. Vol.162. P. 216-232. DOI:10.1016/j.pss.2017.09.013.

5. Sagdeev R.Z., Avanesov G.A., Barinov I.V., ..., Zhukov B.S. et al. Comet Halley: nucleus and jets (results of the VEGA mission) // Adv. Space Res. 1986. Vol. 5. No. 12. P. 95-104.

6. Sagdeev R.Z., Szabo F., Avanesov G.A., ..., Zhukov B.S. Television observations of comet Halley from Vega spacecraft // Nature. 1986. Vol. 321. No. 6067. P. 262-266.

Личный вклад автора. Все выносимые на защиту методы автономных оптических навигационных измерений разработаны автором лично. При внедрении в оптическую навигационную систему для ПТК и в телевизионные системы навигации и наблюдения ТСНН на КА «Фобос-Грунт» и ТСНН-2 для миссии «Луна-27» автор играл ведущую роль в определении концепции и основных характеристик указанных систем, в разработке их программно-алгоритмического обеспечения и в проведении их стендовой отработки.

Структура и объем диссертации. Диссертационная работа состоит из введения, шести глав, заключения и списка литературы. Общий объем диссертации составляет 298 страниц, включая 110 рисунков и 19 таблиц. Список цитированной литературы содержит 119 наименований.

В Главе 1 содержится обзор используемых в работе систем координат и времени, геометрических моделей тел Солнечной системы и их отражательных характеристик.

В Главе 2 исследуется метод автономных оптических измерений по горизонту, описывается реализующий его алгоритм и приводятся оценки его точности при навигации по горизонту Луны.

В Главе 3 исследуется метод оптической навигации по контрольным точкам (КТ), в качестве которых используются априорно картографически привязанные ориентиры, и по относительным ориентирам, которые априорно картографически не привязаны. Обосновывается выбор критериев селекции КТ и относительных ориентиров и их дескрипторов на основании их устойчивости к шуму и геометрическим искажением изображения, а также к вычислительным затратам. Проводится их адаптация к условиям решения задач автономной оптической навигации КА. Описываются алгоритмы автономной оптической навигации по КТ и относительным ориентирам. Обсуждаются принципы формирования специализированных каталогов контрольных точек для задач автономной оптической навигации и описывается созданный на основе этих принципов глобальный каталог КТ на поверхности Луны.

В Главе 4 обосновывается необходимость автономного выбора безопасной площадки при посадке КА на поверхность тел Солнечной системы, предлагается фотометрический метод автономного выбора места посадки, исследуется его чувствительность к характеристикам кратеров, камней и неровностей поверхности и оптимизируется разрешение съемочной системы для повышения чувствительности к опасным неровностям.

В Главе 5 описывается оптическая навигационная система (ОНС) для Пилотируемого транспортного корабля, реализующая разработанные методы и алгоритмы автономной оптической навигации на окололунных орбитах и на трассе перелета. Представляется стенд ОНС и полученные на нем результаты тестирования ОНС. Описываются результаты систематической отработки используемого в ОНС программно- алгоритмического обеспечения по изображениям, получаемым на околоземной орбите комплексом многозональной спутниковой съемки КМСС на КА серии «Метеор-М». Приводятся результаты

тестирования программно-алгоритмического обеспечения ОНС по изображению Луны, полученному камерой СТС-Л на КА «Луна-25».

В Главе 6 описываются телевизионная система навигации и наблюдения (ТСНН) на КА «Фобос-Грунт» и ее модификация ТСНН-2 для миссии «Луна-27», которые реализуют разработанные методы автономных траекторных измерений на траектории подлета и метод построения карты риска для выбора безопасной площадки при посадке. Приводятся результаты математического моделирования и стендовых измерений указанных систем. Для обеспечения высокоточного вывода КА в районы посадки будущих лунных миссий обосновывается необходимость стереокартирования участков подлета к указанным районам с разрешением ~10 м, которое планируется провести с помощью лунной стереотопографической камеры (ЛСТК) в миссии «Луна-26».

В Заключении приводятся основные результаты работы, рекомендации и перспективы дальнейшей разработки темы.

ГЛАВА 1. ФИЗИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ ОПТИЧЕСКОЙ НАВИГАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

1.1. Основные принципы автономной оптической навигации

Задачей автономной оптической навигации на околопланетных орбитах и на трассах перелета является измерение радиус-вектора космического аппарата (КА) путем автоматической бортовой обработки телевизионных изображений планет или малых тел Солнечной системы. С этой целью по полученным изображениям должны выполняться синхронные, привязанные к абсолютному времени измерения направлений на точки горизонта тела и на объекты на его поверхности с априорно известными координатами (контрольные точки - КТ), а также измерения ориентации КА – звездными датчиками и/или инерциальными системами (Рисунок 1.1).

Навигационные измерения по горизонту основаны на детектировании дуги горизонта на изображении и определении по ней направления на центр тела и его углового размера, что позволяет грубо оценить положение КА на орбите для того, чтобы ограничить область поиска контрольных точек. Это дает возможность проводить навигационные измерения полностью автономно, позволяя избежать необходимости использования прогнозной орбитальной информации.

Навигационные измерения по контрольным точкам являются наиболее точным методом оптической навигации. Они основаны на детектировании КТ на получаемых изображениях, определения направления на них и нахождении радиус-вектора КА методом обратной засечки (Лобанов, 1984). Для эффективного использования данного метода как с точки зрения точности, так и с точки зрения времени обработки первостепенное значение имеет ограничение области поиска КТ на изображении. Начальная область поиска определяется по результатам навигации по горизонту, в дальнейшем – по баллистическому прогнозу, который строится по результатам накопления предыдущих навигационных измерений (Микрин и Михайлов, 2017). При достижении достаточной точности прогноза его

целесообразно применять для определения области поиска КТ, а измерения по горизонту использовать как резервные.

Баллистический прогноз необходимо использовать также при прохождении участков орбиты на ночной стороне, где оптические навигационные измерения могут быть невозможны.

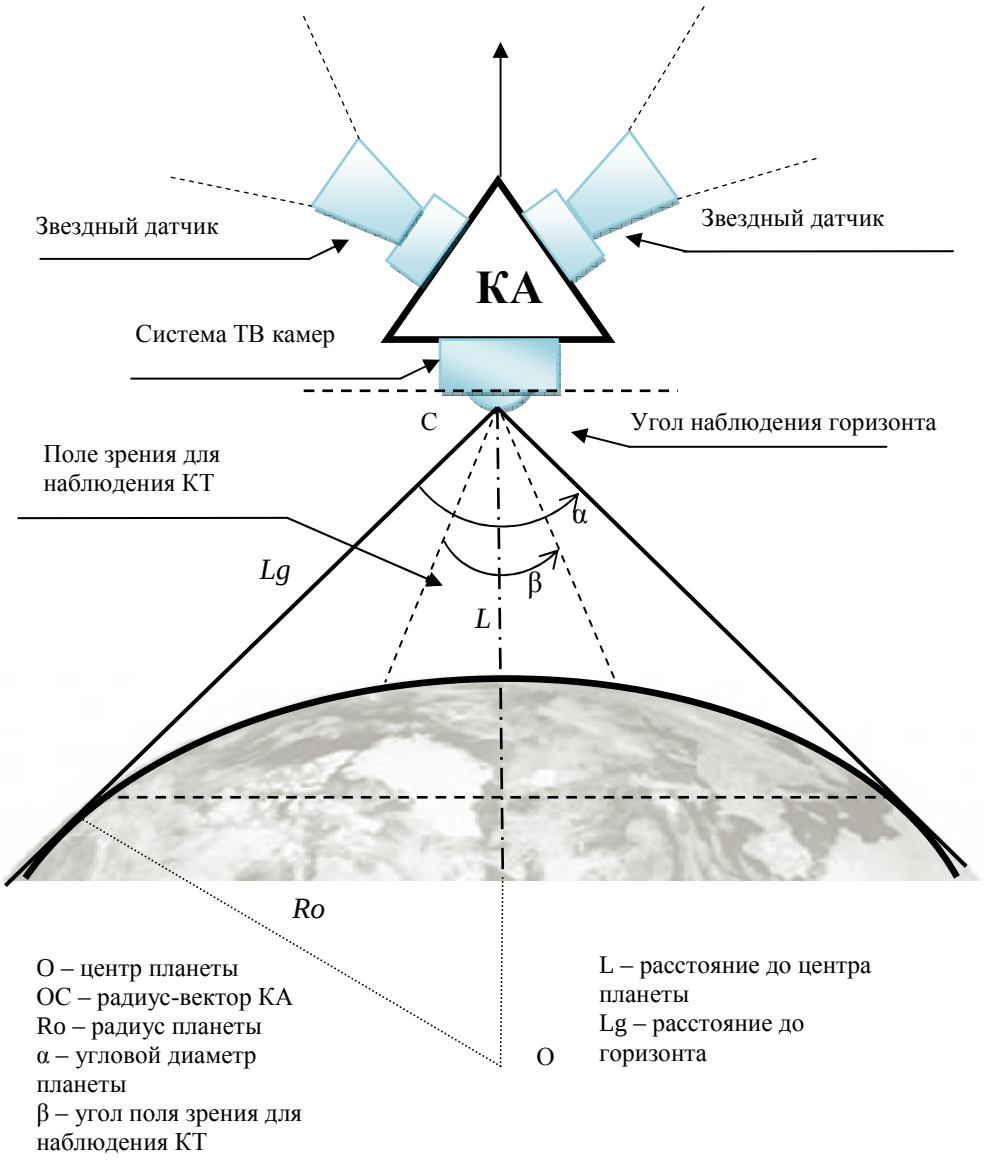


Рисунок 1.1. Схема автономных оптических навигационных измерений

При посадке космических аппаратов на поверхность небесных тел задачей автономной оптической навигации на траектории подлета является навигационные измерения радиус-вектора КА по контрольным точкам и относительным ориентирам с использованием измерений ориентации инерциальными системами. После вывода КА в район посадки важной задачей является автономный выбор наиболее безопасного места посадки. Эта задача может решаться путем анализа распределения поля яркости поверхности, включая распределение теней.

В следующих разделах данной главы содержится обзор систем координат и времени, геометрических и топографических моделей и отражательных характеристик тел Солнечной системы, используемых при автономной оптической навигации космических аппаратов.

1.2. Системы координат и времени

Телевизионные камеры и звездные датчики образуют единое координатное пространство. Измерения направлений на горизонт планеты и на КТ ведутся в связанной с поверхностью планеты вращающейся планетоцентрической системе координат (ПЦСК). Здесь и ниже в тех случаях, когда это не вызовет недопонимания, для краткости изложения в понятие «планета» условно включаются все тела Солнечной системы. Измерения параметров ориентации по звездам небесной сферы выполняются в инерциальной системе координат (ИСК). Связь между ПЦСК и ИСК осуществляется по измерениям абсолютного времени.

Определим используемые для этой цели системы координат и времени (Микрин и Михайлов, 2017; Жаров, 2022).

Инерциальная система координат. В качестве инерциальных в настоящее время используются следующие системы координат:

- вторая экваториальная система координат стандартной эпохи J2000.0 (EJ2000), начало которой совпадает с центром масс Земли, ось Z направлена по нормали к плоскости среднего экватора в сторону северного полюса мира, ось X

лежит в плоскости среднего экватора и направлена в среднюю точку весеннего равноденствия, ось Y дополняет систему координат до правой; положения плоскости среднего экватора и средней точки весеннего равноденствия задаются для стандартной эпохи J2000.0 (полдень 1 января 2000 г. по гринвичскому времени, юлианская дата JD 2451545.0);

- принятая Международным астрономическим союзом (МАС) в качестве стандартной система координат ICRS (International Celestial Reference System), центр которой находится в барицентре Солнечной системы, а направления осей определены относительно квазаров и других экстрагалактических источников; реализации (Frames) системы координат ICRS постоянно обновляются.

Для целей оптической навигации различие между направлениями осей EJ2000 и ICRS, составляющее доли угловой секунды, не существенно, и далее между ними не будет делаться различия.

ИСК будет считаться свободной, т.е. ее начало может быть привязано к КА, к центру планеты или к любому телу с сохранением направления осей.

Планетоцентрические системы координат связаны с телом планеты и вращаются вместе с ней. Для Луны в качестве ПЦСК используется Moon-ME (Mean Earth), у которой ось Z направлена по среднему направлению оси вращения Луны, ось X лежит в средней экваториальной плоскости и направлена в начальный меридиан (к Земле), ось Y также лежит в экваториальной плоскости и дополняет систему до правой. Эллиптичностью Луны, для которой коэффициент сжатия составляет 0,00125, в Moon-ME пренебрегается, и она аппроксимируется референц-сферой с радиусом – 1737,4 км.

Связь инерциальных и планетоцентрических координат осуществляется по измерениям времени с использованием эфемерид планет и малых тел Солнечной системы. В России регулярно обновляемые модели эфемерид EPM (Ephemeris of Planets and Moon – эфемериды планет и Луны) выпускаются Институтом прикладной астрономии РАН (https://iaaras.ru/dept/ephemeris/epm/). Удобные расчетные соотношения для матрицы перехода между ИСК и селеноцентрической системой координат приводятся в отчетах рабочей группы МАС по

картографическим координатам и вращательным элементам (Seidelmann et al., 2002).

Орбитальная система координат RNB определяется следующим образом. Ее центр находится в центре масс КА, ось R направлена по радиус-вектору КА, ось N – в плоскости орбиты перпендикулярно радиус-вектору в направлении движения КА, ось B – перпендикулярна плоскости орбиты и дополняет систему до правой.

Надирная система координат отличается от орбитальной системы координат RNB тем, что ось Z направлена в надир, т.е. в направлении оси -R, ось Y – по N, а ось X – по оси –B.

Система координат изображения (u, v) определяет координаты пикселя на изображении, где v - номер строки, u - номер пикселя в строке.

Внутренняя система координат (ВСК) камеры жестко связана с ее объективом и фотоприемным устройством (ФПУ). Ее начало координат помещается в главной точке объектива, ось Z направлена вдоль оптической оси в направлении от ФПУ, ось X направлена вдоль строк ФПУ, ось Y направлена вдоль столбцов ФПУ и дополняет систему до правой.

В ходе геометрической калибровки камеры определяется проекционная функция камеры $\mathbf{e} = F_{cam}(u, v)$, устанавливающая связь между координатами пикселя на изображении и соответствующим ему единичным вектором наблюдения **e** в ВСК (см. Главу 5).

При съемке поверхности планет съемочную систему обычно стараются ориентировать так, чтобы ВСК максимально совпадала с надирной системой координат. Такую ориентацию камеры будем называть орбитальной.

Для наземной привязки ВСК к системе координат КА используются вспомогательные приборная система координат (ПСК), привязанная к посадочному месту прибора на КА, и/или система координат оптического куба (СКОК), установленного на приборе. Хотя при конструировании камер стараются обеспечить максимальную близость ПСК и СКОК к ВСК, все же из-за погрешностей изготовления может возникнуть их небольшое расхождение. Кроме

того, привязка указанных систем координат камер к системе координат КА, определенная по результатам наземной юстировки, после вывода КА на орбиту может измениться из-за перегрузок при старте, тепловых деформаций и других факторов. Поэтому после выведения на околоземную орбиту необходимо проводить полетную геометрическую калибровку камер, например, путем одновременной съемки звезд камерами и звездными датчиками. В результате устанавливается прямая связь ВСК камер и системы координат звездных датчиков, ориентация которой непосредственно измеряется в ИСК. В результате отпадает необходимость знания матриц установки камер и звездных датчиков на КА.

Полная полетная геометрическая калибровка камер на околоземных орбитах может проводиться путем одновременного измерения положения КА по данным глобальных спутниковых навигационных систем (ГСНС), его ориентации по данным звездных датчиков и распознавания контрольных точек на поверхности Земли. Эта методика используется, в частности, для полетной калибровки съемочных систем семейства КМСС (комплекс многозональной спутниковой съемки) на КА «Метеор-М» и ее ежегодной проверки (Жуков и др., 2018, 2019, 2021, 2024).

Системы отсчета времени. В качестве временной привязки используется всемирное координированное время UTC (Universal Time Coordinated), привязанное к атомному времени (в России – московское декретное время – МДВ, отличающееся от UTC на 3 часа). Поскольку UTC является равномерным, а вращение Земли неравномерным, для того, чтобы избежать его расхождения со всемирным временем UT (Universal Time), которое определяется на гринвичском меридиане и привязывается к наблюдаемому с Земли движению небесных тел, UTC периодически корректируется на 1 с.

Данные прибора привязываются к приборному времени (при наличии своего генератора времени), синхронизируемому с бортовым временем КА, или непосредственно к бортовому времени. Привязка бортового времени к UTC осуществляют баллистические центры с учетом времени распространения

сигнала, задержки в наземных и бортовых радиокомплексах и др. Максимальная допустимая для целей оптической навигации погрешность привязки приборного и бортового времени, приводящая к ошибке определения положения КА в 1 м, может быть оценена как отношение указанной ошибки к скорости КА и, например, на окололунных орбитах составляет 0,6 мс.

С другой стороны, максимально допустимая ошибка привязки бортового времени к UTC, приводящая к ошибке определения положения ПЦСК относительно ИСК на экваторе в 1 м, может быть оценена как отношение указанной ошибки к скорости вращения тел и для Луны составляет около 0,2 с.

1.3. Геометрические модели планет и малых тел Солнечной системы

Для навигационных измерений по горизонту планет, Луны и больших спутников других планет, форма которых близка к сфере или эллипсоиду вращения, используются параметры их референц-сферы или референц-эллипсоида. Для малых небесных тел с неправильной формой должны использоваться трехмерные модели их фигуры, например, для Фобоса – модель (Duxbury, 1991). Хотя и для более крупных небесных тел (например, Луны) более детальная модель, учитывающая рельеф поверхности, могла бы повысить точность навигационных измерений по горизонту, это было бы связано со слишком большими вычислительными затратами и по точности не превзойдет точность более простого метода - навигационных измерений по контрольным точкам.

При навигации по контрольным точкам используется распределение яркости поверхности в их окрестности. Для Луны и безатмосферных небесных тел, поверхность которых покрыта реголитом, рельеф поверхности является основным фактором, определяющим распределение их яркости при фазовых углах больше ~40^{o} (при малых фазовых углах чувствительность к рельефу мала и распределение яркости определяется в основном микроструктурой поверхности – см. п.1.4). Кроме того, рельеф поверхности необходимо учитывать при задании

высоты контрольных точек над референц-эллипсоидом (референц-сферой) во избежание ошибок из-за перспективных искажений.

Для Луны вариации высоты поверхности относительно референц-сферы достигают примерно ±10 км. Существующие топографические модели Луны предоставляются в свободном доступе на сайте (http://imbrium.mit.edu/BROWSE/).

Имеются глобальные модели Луны, построенные по данным лазерного альтиметра Lunar Orbiter Laser Altimeter (LOLA) миссии Lunar Reconnaissance Orbiter (LRO). Модели LOLA256P и LOLA512P с частотой отсчетов 256 и 512 пиксель на градус (размер пикселя около 118 и 59 м) построены на всю поверхность Луны. Однако на низких и средних широтах в пределах ±60º, где расстояние между треками LOLA увеличиваются, интерполяция, используемая при построении данных моделей, может приводить местами к сильному смазу модельных изображений – см. Рисунок 1.2а (методика построения модельных изображений по топографическим моделям Луны рассматривается ниже в п.5.3.4).

Модель GLD100 (Scholten et al, 2012) построена для широт от -79 до 79º по снимкам, полученным широкоугольной камерой WAC съемочной системы LROC миссии LRO. При размере пикселя в 100 м реальное разрешение модели составляет ~300 м. На широтах выше 70º на небольшое число участков, на которых стереореконструкцию не удалось провести из-за затенения, модель дополнена путем интерполяции. По сравнению с моделями LOLA модель GLD100 более сглажена (Рисунок 1.2б), однако это сглаживание равномерно по всему изображению и для целей распознавания ориентиров это является скорее преимуществом (см. Главу 3).

Модель SLDEM2015 (Barker et al, 2016) построена для широт от -60 до 60º по изображениям с ТВ камеры Terrain Camera (TC) на КА SELENA. Привязка по высоте осуществлялась по данным LOLA. Предоставляются модели с шагом отсчетов 118 и 59 м, т.е. с частотой отсчетов 256 и 512 отсчетов на градус. Модель SLDEM2015 на широтах в пределах ±60º проявляет более мелкие детали, которые не видны на моделях LOLA и GLD100 и безусловно предпочтительнее для визуального анализа. Однако для целей автоматического распознавания

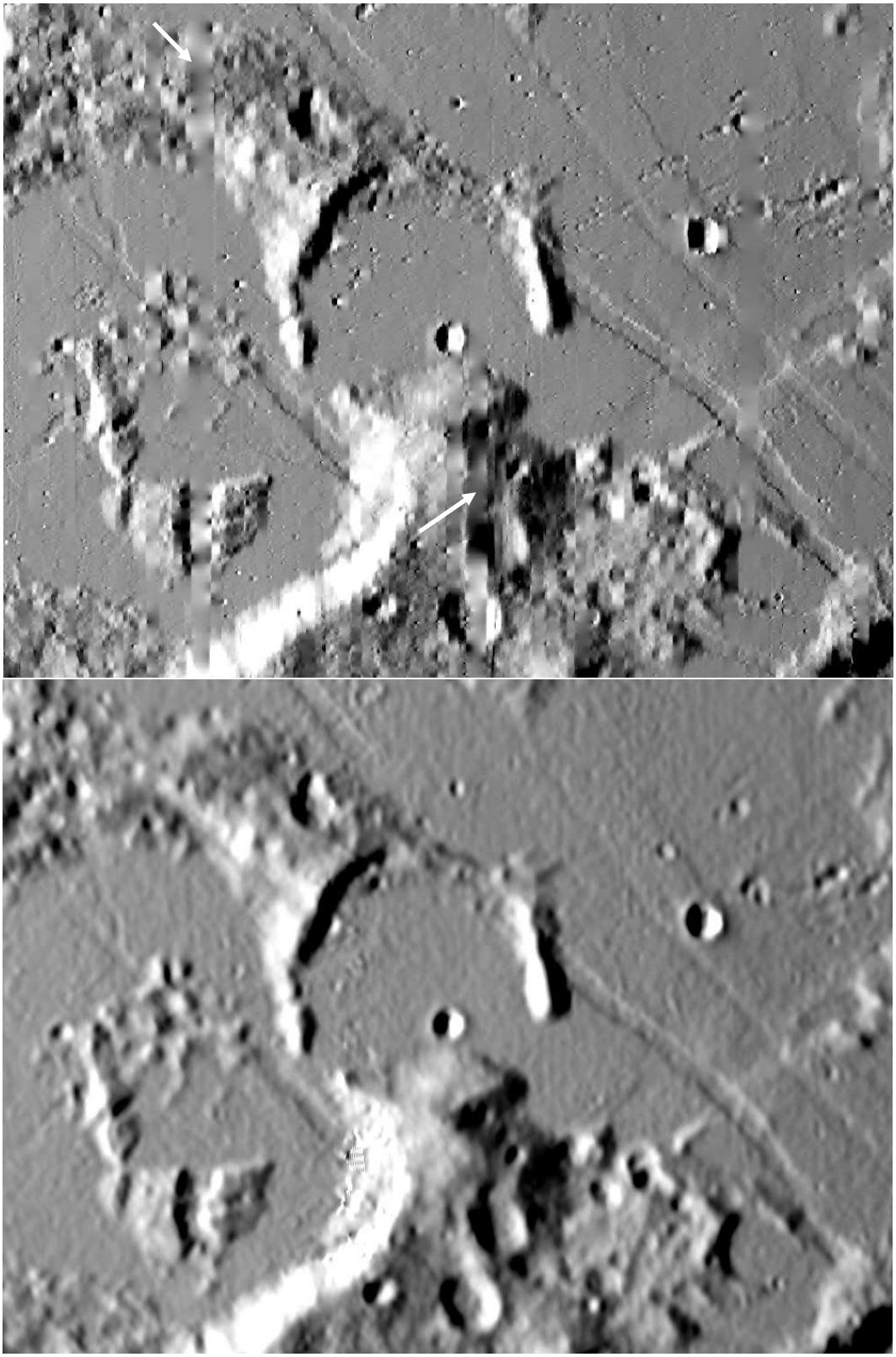


Рисунок 1.2. Изображение приэкваториального района Луны (10 ю.ш.), рассчитанное по модели LOLA256P (вверху) и по модели GLD100 (внизу); стрелками показаны дефекты интерполяции модели LOLA256P

контрольных точек препятствием к ее использованию является наличие большого числа дефектов.

На более высоких широтах, где качество модели GLD100 ухудшается из-за влияния затенения, необходимо использовать топографические модели LOLA 256P и/или LOLA 512P с размером пикселя 118 и 59 м, причем преимущество второй модели по реальному разрешению существенно проявляется лишь на широтах выше 70-75º. Здесь треки LOLA сгущаются и дефекты модели мало заметны (Рисунок 1.3).

Таким образом, в настоящее время для целей глобальной автономной оптической навигации на окололунных орбитах на широтах ниже 60-70º оптимальной представляется модель GLD100, на более высоких широтах - LOLA 256P и/или LOLA 512P. Для практического использования удобна глобальная синтезированная модель GLD100-256P, в которой на общей сетке 256 отсчетов на градус на широтах ниже 60° используется модель GLD100, а на более высоких широтах – модель LOLA 256P.

Для широт выше 75º имеются модели LOLA в полярной стереографической проекции с разрешением 30 м, для широт выше 80º - с разрешением 20 м, для широт выше 85º - с разрешением 10 м и, наконец, для широт выше 87,5º - с разрешением 5 м. Эти модели представляют интерес для моделирования условий подлета к местам посадки будущих лунных миссий, которые выбираются в околополярных районах с целью поиска следов воды.

На отдельные небольшие участки поверхности размером до нескольких десятков километров существуют топографические модели с разрешением ~2 м, построенные по данным узкоугольной телевизионной камеры NAC/LROC (http://wms.lroc.asu.edu/lroc/rdr_product_select).

Приоритетной задачей стереокартирования поверхности Луны с помощью лунной стереотопографической камеры (ЛСТК) в миссии «Луна-26» является построение стереомоделей на участки подлета к местам посадки в следующих лунных миссиях с разрешением 5-10 м (Polyansky, Zhukov et al., 2017).

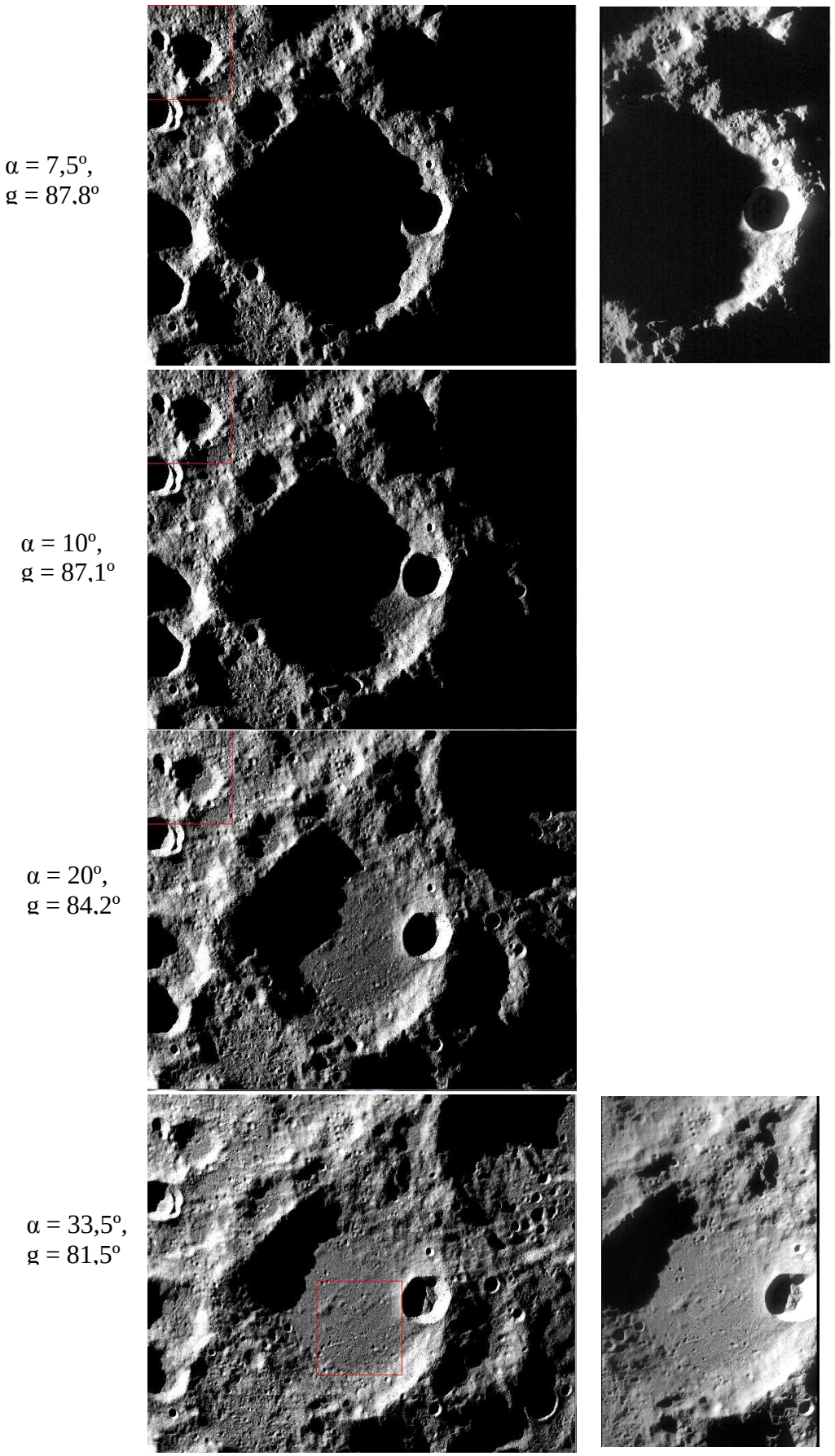


Рисунок 1.3. Изображения кратера Богуславский (72.9 ю.ш., 43.26 в.д.) в зависимости от фазового угла g; α – угол между плоскостью орбиты и плоскостью терминатора (слева – расчет по модели LOLA256, справа – снимки LROC WAC)

Имеются глобальные топографические модели и для других планет Солнечной системы (http://astrogeology.usgs.gov):

- для Марса - топографическая модель MOLA128P, построенная по данным лазерного альтиметра Mars Orbiter Laser Altimeter на КА Mars Global Surveyor (MGS) с разрешением 128 пикс./град (463 м);

- для Меркурия – Mercury Messenger Global DEM, построенная по данным Mercury Dual Imaging System (MDIS) с разрешением 665 м.

1.4. Отражательные характеристики безатмосферных тел Солнечной системы

Отражательные характеристики поверхности необходимо учитывать при анализе влияния условий наблюдения на изображение контрольных точек.

Для Луны и других безатмосферных тел Солнечной системы (Меркурия, Марса с его оптически тонкой атмосферой, малых спутников планет и астероидов), у которых поверхность переработана в результате метеоритной бомбардировки и покрыта слоем реголита, изображение поверхности существенным образом зависит от направлений освещения и наблюдения. Альбедные контрасты вокруг многих кратеров проявляются при малых фазовых углах и связаны с более грубой структурой поверхности. При фазовых углах больше примерно 40^{o} распределение яркости поверхности определяется в основном рельефом и существенным образом зависит от направлений освещения и наблюдения.

В настоящее время для моделирования и анализа отражательных характеристик Луны и других безатмосферных небесных тел предложены модели (Lumme and Bowell, 1991; Hapke, 2012) и др. Наиболее широко используется модель Хапке (Hapke, 2012). Распределение параметров этой модели по поверхности Луны картировано в интервале широт ±70^{o} по данным камеры WAC/LROC в работе (Sato et al, 2014). Поскольку влияние некоторых параметров модели на яркость

поверхности сильно коррелированно, при их оценке делались некоторые допущения, позволившее сократить число независимых параметров модели с 9 до 3.

Модель Хапке представляет яркость поверхности в виде:

$$B = \frac{F_S}{\pi}\rho(i,e,g) = \frac{F_S}{4\pi}\frac{\omega\mu_{0e}}{\mu_{0e}+\mu_e}\left[p(g)\left(1+B_{S0}B_S(g)\right)+H(\mu_{0e})H(\mu_e)-1\right]S(i,e,\psi), \qquad (1.1)$$

где: F_S – плотность потока солнечного излучения, падающего на поверхность;

ρ – фактор яркости (radiance factor - отношение яркости поверхности к яркости идельного ламбертовского отражателя, расположенного перпендикулярно падающим лучам); здесь мы используем термин «фактор яркости» для отличия от коэффициента (спектральной) яркости, который обычно используется при наблюдениях Земли и определяется как отношение яркости поверхности к яркости идеального ламбертовского отражателя, расположенного горизонтально;

i и e - углы падения и отражения;

i_e, e_e - эффективные значения углов падения и отражения (с учетом шероховатости поверхности);

$\mu_{0e} = \cos(i_e)$, $\mu_e = \cos(e_e)$;

ω – альбедо однократного рассеяния;

g – фазовый угол;

$p(g)$ - функция однократного рассеяния частиц реголита, для которой принимается модель Henyey-Greenstein;

$B_S(g) = \frac{1}{1+tg(g/2)/h_S}$ - функция, описывающая эффект оппозиции с параметром h_S, характеризующим его угловую ширину и связанным с размером частиц реголита (когерентная составляющая оппозиционного эффекта отдельно не учитывается);

B_{S0} - амплитуда оппозиционного эффекта, рассчитываемая в зависимости от альбедо однократного рассеяния;

$H(\mu)$ - функция Амбарцумяна-Чандрасекара, описывающая многократное изотропное рассеяние;

Функция $S(i,e,\psi)$, описывающая эффект затенения, и косинусы эффективных значений углов падения и отражения i_e и e_e рассчитываются в зависимости от углов i и e.

Оставшиеся свободные параметры модели ω, b, h_S картированы в работе (*Sato et al, 2014*) с разрешением 1x1º в диапазоне широт ±70º.

На Рисунке 1.4 сплошными линиями показана угловая зависимость фактора яркости, рассчитанная по этой модели. Для этого использовались средние параметры модели Хапке из (Sato et al, 2014) для континентальных районов Луны для спектральной зоны 566 нм.

Как следует из Рисунка 1.4, фактор яркости поверхности Луны увеличивается с уменьшением фазового угла g, а при постоянном g – при увеличении наклона площадки в сторону Солнца (эффект limb brightening – увеличение яркости лимба). При g = 0º фактор яркости максимален и слабо зависит от наклона площадки.

Для расчетов эталонных изображений контрольных точек на бортовых процессорах может использоваться более простой закон Ломмеля-Зеелигера, описывающий однократное рассеяние света в однородной среде и являющийся составной частью модели Хапке:

$$B = \frac{F_S}{\pi}\rho(i,e,g) = \frac{F_S}{4\pi}\frac{\omega\mu_0}{\mu_0+\mu}p(g), \qquad (1.2)$$

где $\mu_0 = \cos(i)$, $\mu = \cos(e)$. Поскольку изображения контрольных точек имеют малый угловой размер, вариациями зависящей от фазового угла функции $p(g)$ в их пределах можно пренебречь. В используемых в данной работе алгоритмах распознавания КТ не играет роли и абсолютная величина этой функции.

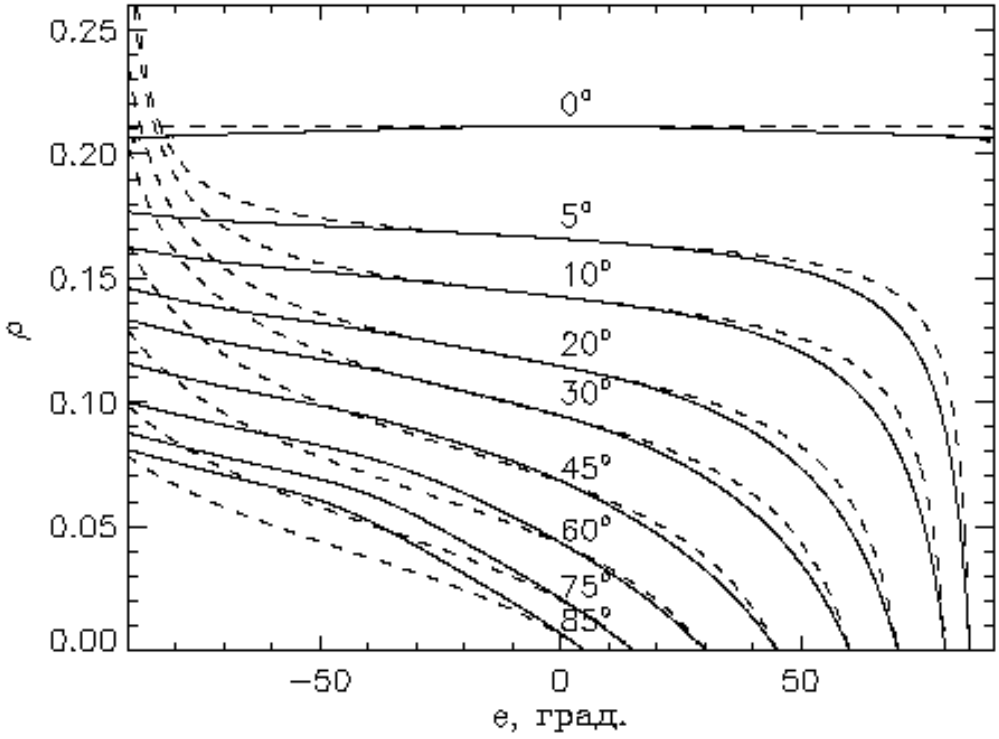


Рисунок 1.4. Фактор яркости Луны ρ в спектральной зоне 566 нм, рассчитанный по модели Хапке (сплошные линии) и по закону Ломмеля-Зеелигера (штриховые линии) как функция угла наблюдения *e* и фазового угла *g* (цифры у кривых) для континентальных районов Луны; расчет проведен для случая, когда направления освещения, наблюдения и нормаль к поверхности лежат в одной плоскости; при отклонении нормали в сторону Солнца угол наблюдения *e* условно считается отрицательным; в этой геометрии угол падения равен $i = |g + e|$

Как показывает Рисунок 1.5, при углах наблюдения меньше 60-70º, при которых обычно проводятся навигационные измерения по КТ, угловая зависимость функции (1.2) близка в функции (1.1). Лишь при бóльших углах наблюдения соотношение (1.2) приводит к неадекватному возрастанию фактора яркости.

Выводы к Главе 1

1. Задачей автономной оптической навигации на околопланетных орбитах и на трассах перелета является измерение радиус-вектора космического аппарата (КА) в планетоцентрической или инерциальной системе координат путем автоматической бортовой обработки телевизионных изображений планет или малых тел Солнечной системы. С этой целью по полученным изображениям должны выполняться синхронные, привязанные к абсолютному времени измерения направлений на точки горизонта тела и на объекты на его поверхности с априорно известными координатами (контрольные точки - КТ), а также измерения ориентации КА звездными датчиками.

2. При посадке космических аппаратов на поверхность небесных тел задачей автономной оптической навигации на траектории спуска являются навигационные измерения радиус-вектора КА по контрольным точкам и относительным ориентирам с использованием измерений ориентации инерциальными системами. После вывода КА в район посадки важной задачей является автономный выбор наиболее безопасного места посадки. Эта задача может решаться путем анализа распределения поля яркости поверхности на изображении, включая распределение теней.

3. Максимальная допустимая для целей оптической навигации погрешность привязки приборного и бортового времени, приводящая к ошибке определения положения КА в 1 м на окололунных орбитах, составляет 0,6 мс. Максимально допустимая ошибка привязки бортового времени к UTC, приводящая к ошибке определения положения ПЦСК относительно ИСК на экваторе в 1 м, составляет около 0,2 мс для Луны.

4. После выведения на околоземную орбиту необходимо проводить полетную геометрическую калибровку камер, например, путем одновременной съемки звезд камерами и звездными датчиками. В результате устанавливается прямая связь внутренних систем координат камер и системы координат звездных

датчиков, ориентация которой непосредственно измеряется в ИСК. Полная геометрическая калибровка камер может проводиться на околоземных орбитах путем одновременного измерения положения КА по данным ГСНС, его ориентации по данным звездных датчиков и распознавания контрольных точек на поверхности Земли. Эта методика используется для полетной калибровки съемочных систем семейства КМСС (комплекс многозональной спутниковой съемки) на КА «Метеор-М» и ее ежегодной проверки

5. Имеющиеся топографические модели Луны (GLD100, LOLA) в целом адекватны для решения задач глобальной околопланетной навигации. Однако необходимо построение топографических моделей более высокого разрешения (~10 м) на участки подлета к местам посадки в следующих лунных миссиях. Эта задача должна быть приоритетной для лунной стереотопографической камеры (ЛСТК) в миссии «Луна-26».

6. Для Луны формирование эталонных изображений КТ предложено проводить по их топографическим моделям с использованием закона отражения Хапке. При бортовой обработке целесообразно использовать более простой закон Ломмеля Зеелигера, отличие которого от закона Хапке при углах наблюдения менее 60-70° не существенно для целей оптической навигации.

ГЛАВА 2. ОПТИЧЕСКАЯ НАВИГАЦИЯ ПО ГОРИЗОНТУ

2.1. Навигационные измерения по центру яркости тела

В качестве введения к данной главе рассмотрим навигацию по центру яркости и ограничения данного метода.

В случае, когда угловой размер наблюдаемого тела меньше ~10 пикселей, целесообразно использовать навигационные измерения по центру яркости, при которых центр яркости на изображении определяется по соотношению:

$$\boldsymbol{\rho}_c = \frac{\sum \boldsymbol{\rho} B(\boldsymbol{\rho})}{\sum B(\boldsymbol{\rho})},$$

где $B(\boldsymbol{\rho})$ - распределение яркости наблюдаемого тела на изображении, $\boldsymbol{\rho} = (u, v)$ – координаты изображения.

Используя проекционную функцию камеры $\mathbf{e} = F_{cam}(\boldsymbol{\rho})$, устанавливающую связь между координатами изображения и единичным вектором направления наблюдения во внутренней системе координат (ВСК), и матрицу перехода из ВСК в инерционную систему координат (ИСК) $\mathbf{T}_{ISK \leftarrow VSK}$, определяемую по результатам измерения ориентации камеры, находится единичный вектор направления наблюдения на центр яркости наблюдаемого объекта в ИСК:

$$\mathbf{e}_c^{ISK} = \mathbf{T}_{ISK \leftarrow VSK} F_{cam}(\boldsymbol{\rho}_{\tilde{n}}).$$

В случае квазиточечных объектов, таких как звезды и тела Солнечной системы, наблюдаемые на больших расстояниях, метод навигации по центру яркости позволяет определять направление на снимаемый объект с точностью ~0,1 от углового разрешения камеры (Аванесов и др., 2019). При этом существенно используется тот факт, что изображение объекта не сосредоточено в одном пикселе, а размазано в соответствии с функцией рассеяния точки (ФРТ) камеры с типичным размером кружка рассеяния порядка 3 пикселей.

Данный метод применяется и для навигационных измерений по более протяженным объектам. Именно навигация по центру яркости использовалась в первом в отечественной практике опыте автономной оптической навигации, когда

при пролете КА «Вега-1,2» мимо ядра кометы Галлея телевизионная система ТВС, а при ее сбое на втором аппарате – аналоговый датчик наблюдения АДН осуществляли автоматическое наведение платформы с научными приборами на ядро кометы (Аванесов и др., 1989).

В случае протяженного тела при определении направления на его центр яркости возникает смещение от направления на истинный центр в зависимости от распределения поля яркости объекта. Исключение составляют лишь объекты с центрально-симметричным полем яркости, например, Солнце и в некотором приближении планеты и большие спутники, наблюдаемые при нулевом фазовом угле (угле Солнце - центр тела – наблюдатель).

При съемке ядра кометы с КА «Вега» АДН из-за его широкого поля зрения оказался чувствительным к ярким джетам, испускаемым из ядра кометы в солнечную полусферу и приводящим к смещению центра яркости объекта от ядра в сторону Солнца. Невысокая точность навигационных измерений по центру яркости отмечена также при применении разработанной в JPL (США) автономной оптической навигационной системы AvtoNav при пролете малых тел (комет и астероидов) в миссиях Deep Space 1, STARDUST, Deep Impact, EPOXI и STARDUST NExT (Bhaskaran, 2012).

Распределение яркости тел Солнечной системы (за исключением самого Солнца) зависит от их формы и фазового угла наблюдения. Для планет и крупных спутников, форма которых близка к сферической, эффект фазового угла может быть оценен априорно и частично компенсирован путем внесения соответствующей поправки в результаты навигационных измерений.

На Рисунке 2.1 приведены результаты расчетов указанной угловой поправки для однородной сферы с диффузным законом отражения, как у планет с атмосферой, и с законом отражения Хапке как у Луны и других безатмосферных тел, покрытых темным реголитом. На данном рисунке смещение d нормировано относительно радиуса тела R. Расчет проведен для случая малого углового размера тела, когда изменением фазового угла в пределах тела можно пренебречь.

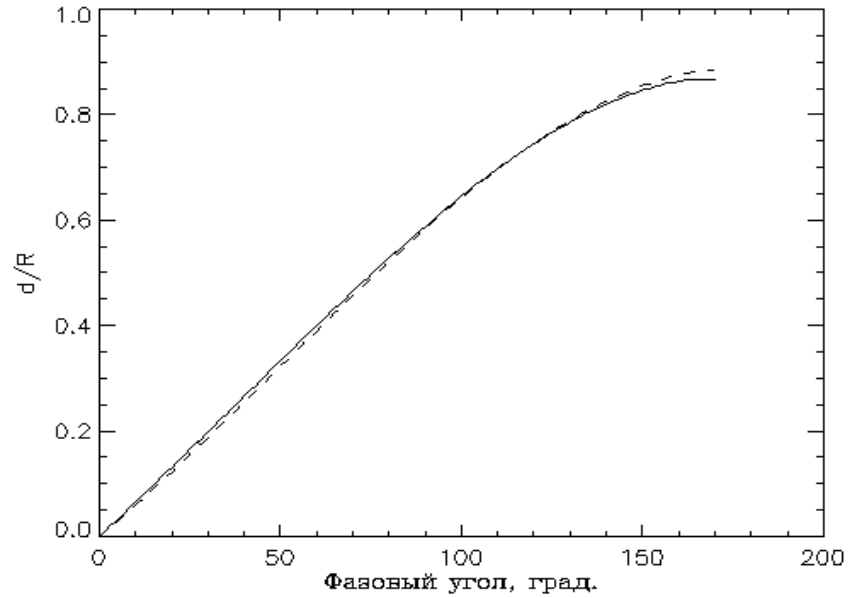


Рисунок 2.1. Смещение центра яркости сферического тела на изображении относительно его геометрического центра в зависимости от фазового угла: сплошная кривая – диффузный закон отражения, штриховая кривая – закон отражения Хапке для Луны; смещение *d* нормировано относительно радиуса тела *R*

Можно отметить примерно линейный закон возрастания смещения вплоть до углов ~100°. Интересно также, что закон отражения слабо влияет на эту функцию – основную роль играет распределение освещенности поверхности тела.

При размере изображения тела больше ~10 пикселей целесообразно переходить на навигационные измерения по горизонту, при которых влияние фазового угла учитывается автоматически, и далее – к навигационным измерениям по контрольным точкам на поверхности тела (см. Главу 3).

2.2. Постановка задачи навигации по горизонту

Направление на центр тела по детектированной линии горизонта определяется по модели формы тела - сферической или эллиптической для планет, Луны и больших спутников или неправильной для малых тел Солнечной системы.

Для тела известных размеров и формы по его угловым размерам, определяемым по изображениям и по геометрической модели камеры, можно оценить не только направление на его центр, но также расстояние до него, т.е. радиус-вектор центра тела во внутренней системе координат камеры. После привязки ВСК к ИСК или ПЦСК, например, по данным звездных датчиков определяется радиус-вектор КА в этих системах координат. При этом необходимо учитывать, что видимый размер тела может существенно отличаться от истинного. Например, в случае сферического тела (Рисунок 2.2) видимый радиус тела R_v связан с его радиусом R_0 соотношением $R_v = R_0 \cos\chi$, где χ – угол полураствора конуса, в котором видно тело. В этом случае расстояние до центра тела определяется по соотношению $L = R_0 / \sin\chi$.

На достаточно больших расстояниях на изображении тела наблюдается терминатор, отделяющий освещенную («дневную») часть поверхности от неосвещенной («ночной»). Однако, как показывает Рисунок 2.2, если центральный фазовый угол g_0 (угол Солнце – центр тела – наблюдатель) меньше χ, то терминатор не виден, и будет наблюдаться полный диск тела.

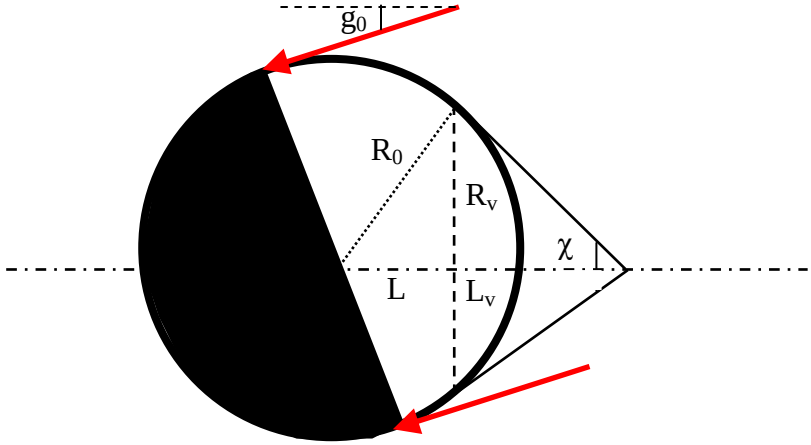


Рисунок 2.2. Геометрия наблюдения горизонта сферического тела

2.3. Характер изображений дуги горизонта

Для навигации по горизонту необходимо использовать широкоугольную навигационную камеру (ШНК) с полем зрения до ~180º. ШНК должна иметь объектив типа Fisheye, проекционную функцию которого целесообразно выбрать так, чтобы одинаковым радиальным отклонениям от оптической оси в фокальной плоскости соответствовали одинаковые приращения угла наблюдения (объектив типа F-Theta). Для иллюстрации характера изображений, получаемых такой камерой, рассмотрим, как меняется изображение горизонта идеальной сферы при изменении направления на ее центр. Если направление на центр сферы совпадает с оптической осью камеры, то изображение ее горизонта является окружностью. При отклонении направления на центр тела от оптической оси размер изображения в радиальном направлении не меняется вследствие линейной (по углам наблюдения) проекционной функции, но происходит его расширение в азимутальном направлении, т.е. изображение становится эллиптическим (Рисунок 2.3а).

Следует отметить, что геометрические искажения изображения сферы не являются специфической особенностью только объективов типа Fisheye. У идеальной камеры, осуществляющей центральную проекцию, изображение сферы также становится эллиптическим при смещении ее центра от оптической оси, причем в этом случае размер изображения эллипса увеличивается наиболее сильно в радиальном направлении (Рисунок 2.3б). Для того, чтобы проиллюстрировать этот эффект более наглядно, поле зрения идеальной камеры на этом рисунке выбрано равным 100º, хотя построить такую камеру без геометрических искажений практически нереально. Причина искажения изображения сферы идеальной камерой становится понятной из Рисунка 2.4: при наклонном падении пучка лучей на плоскость изображения размер изображения наиболее сильно увеличивается в радиальном направлении.

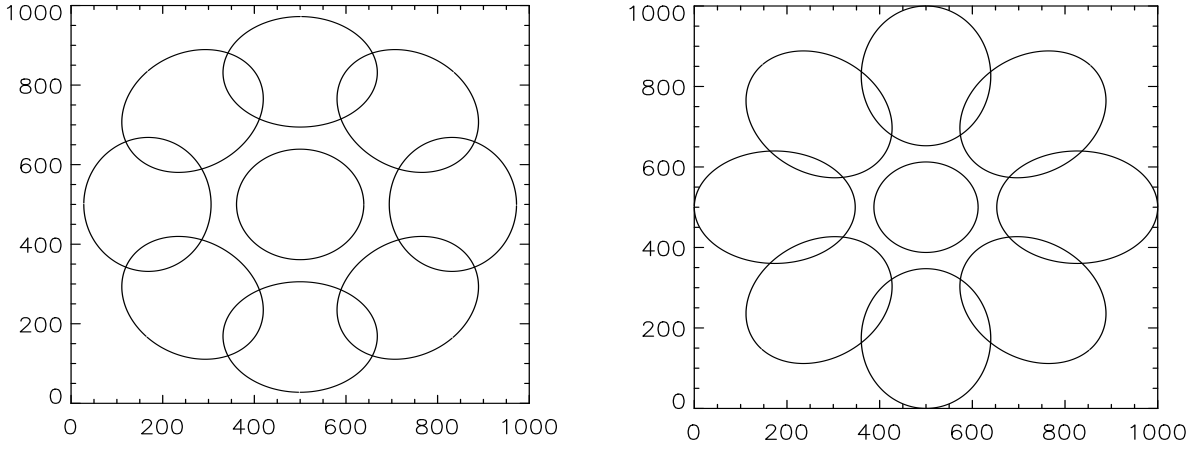


Рисунок 2.3. Расчетное изображение горизонта сферы: а – при съемке ШНК с полем зрения 180º, угловой размер сферы 25º, отклонение от оптической оси 0 и 60º (с шагом по азимуту 45º); б – при съемке идеальной камерой с полем зрения 100º, угловой размер сферы 15º, отклонение от оптической оси 0 и 35º (с шагом по азимуту 45º)

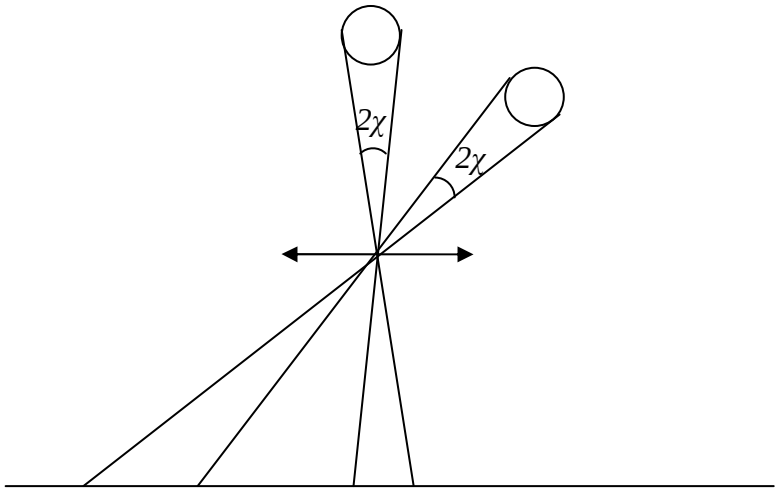


Рисунок 2.4. Иллюстрация формирования изображения горизонта сферы идеальной камерой

Вследствие искажения формы изображения тела в зависимости от направления на его центр, оценку углового размера тела и направления на его центр непосредственно по изображению горизонта проводить неудобно. Проще,

найдя по изображению точки горизонта и рассчитав вектора направления на них во внутренней системе координат камеры $\mathbf{e}_i$, находить параметры кругового или эллиптического конуса, образуемого этими векторами (Рисунок 2.5), что делает расчет инвариантным к типу камеры и направлению наблюдения.

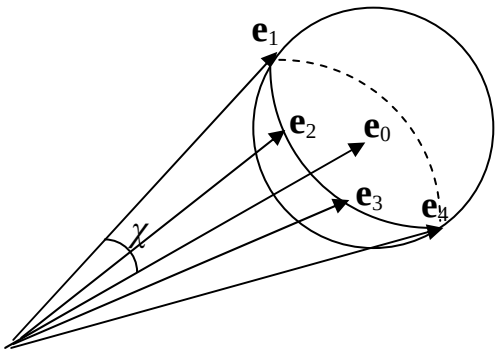


Рисунок 2.5. Аппроксимация пучка векторов направления на точки горизонта конусом

2.4. Аппроксимация конусом дуги горизонта для сферического тела

Для сферического тела с угловым радиусом χ, наблюдаемого в направлении $\mathbf{e}_0$, параметры χ и $\mathbf{e}_0$ находятся путем решения методом наименьших квадратов (МНК) системы уравнений

$$\mathbf{e}_i \mathbf{e}_0 = \cos\chi, \qquad (2.1)$$

где $\mathbf{e}_i$ – единичные вектора направления на детектированные точки горизонта в ВСК (i = 1,…,N), N – число точек горизонта.

Для того, чтобы избежать при применении МНК наложения дополнительного нелинейного условия $|\mathbf{e}_0| = 1$, введем вспомогательную векторную переменную

$\mathbf{d} = \mathbf{e}_0 / \cos\chi$.

Тогда система уравнений (2.1) принимает вид

$$\mathbf{e}_i \mathbf{d} = 1, \qquad (i = 1,..., N) \qquad . (2.2)$$

МНК-решение этой системы основано на минимизации функции $F = \sum_i (\mathbf{e_i d} - 1)^2$.

Условие минимума функции F имеет вид: $\mathbf{Ad} = \mathbf{b}$, где

$$\mathbf{A} = \begin{pmatrix} \sum_i e_{i,x}{}^2 & \sum_i e_{i,x} e_{i,y} & \sum_i e_{i,x} e_{i,z} \\ \sum_i e_{i,y} e_{i,x} & \sum_i e_{i,y}{}^2 & \sum_i e_{i,y} e_{i,z} \\ \sum_i e_{i,z} e_{i,x} & \sum_i e_{i,z} e_{i,y} & \sum_i e_{i,z}{}^2 \end{pmatrix},$$

$$\mathbf{b} = \begin{pmatrix} \sum_i e_{i,x} \\ \sum_i e_{i,y} \\ \sum_i e_{i,z} \end{pmatrix}.$$

Тогда решение системы (2.2) есть:

$$\mathbf{d} = \mathbf{A}^{-1}\mathbf{b}, \qquad (2.3)$$

где матрица $\mathbf{A}^{-1}$ обратна матрице **A**.

После этого параметры $\mathbf{e}_0$ и χ находятся как:

$$\mathbf{e}_0 = \mathbf{d} / |\mathbf{d}|, \ \cos\chi = 1/|\mathbf{d}| . \qquad (2.4)$$

По угловому радиусу тела оценивается расстояние до его центра:

$$R_{SC} = R_0 / \sin\chi \qquad (2.5)$$

где радиус тела R_0 должен быть априорно известен.

Радиус-вектор КА в планетоцентрической системе координат находится как:

$$\mathbf{R}_{SC} = R_{SC}\mathbf{e}_{SC}, \qquad (2.6)$$

где $\mathbf{e}_{SC} = -T_{PCSK \leftarrow VSK}\mathbf{e}_0$ – вектор направления на КА в ПЦСК, $T_{PCSK \leftarrow VSK}$ – матрица перехода из ВСК в ПЦСК.

2.5. Аппроксимация конусом дуги горизонта для эллиптического тела

Планеты и большие спутники могут быть более точно аппроксимированы референц-эллипсоидами вращения, которые в ПЦСК описываются уравнением эллипсоида в главных осях:

$$\frac{x^2}{a^2}+\frac{y^2}{a^2}+\frac{z^2}{c^2}=1, \tag{2.7}$$

где a и c – экваториальный и полярный радиусы.

Для того, чтобы использовать уравнение эллипсоида в главных осях, что значительно упрощает вычисления, направления наблюдения на точки эллипсоида следует сразу пересчитать из ВСК в ПЦСК (в отличие от случая сферического тела, где для экономии вычислительного времени все вычисления можно проводить ВСК, а в ПЦСК преобразовывать лишь результат – радиус-вектор КА).

Это уравнение удобно представить в виде

$$\mathbf{r}^2 + kz^2 = a^2, \tag{2.8}$$

где введен коэффициент эллиптичности $k=\frac{a^2}{c^2}-1$.

Точка пересечения эллипсоида с лучом $\mathbf{r}=\mathbf{R}_{SC}+L_i\mathbf{e}_i$, построенным из КА в направлении наблюдения $\mathbf{e}_i$, находятся путем подстановки уравнения этого луча в уравнение (2.8). В результате получается квадратное уравнение для расстояния L_i до точки пересечения:

$$\left(\mathbf{R}_{SC}+L_i\mathbf{e}_i\right)^2+k\left(z_{SC}+L_i e_{iz}\right)^2=a^2$$

или

$$L_i^2\left(1+ke_{iz}^{\ 2}\right)+2L_i\left(\mathbf{R}_{SC}\mathbf{e}_i+kz_{SC}e_{iz}\right)+\left(R_{SC}^2+kz_{SC}^{\ 2}-a^2\right)=0. \tag{2.9}$$

Здесь вектора $\mathbf{e}_i$ должны быть преобразованы из ВСК в ПЦСК, используя соотношения $\mathbf{e}_i=\mathbf{T}_{PCSK\leftarrow VSK}\mathbf{e}_i^{VSK}$, где $\mathbf{e}_i^{VSK}$ – вектор наблюдения в ВСК.

Условием наблюдения горизонта является касание референц-эллипсоида лучом наблюдения, т.е. условие единственности решения уравнения (2.9):

$$\mathbf{R}_{SC}\mathbf{e}_i + kz_{SC}e_{iz} = -\sqrt{\left(1+ke_{iz}{}^2\right)\left(R_{SC}^2 + kz_{SC}{}^2 - a^2\right)}\,.$$

Здесь выбран знак «-», т.к. направление наблюдения направлено в противоположную полусферу по отношению к направлению на КА. Учитывая, что $\mathbf{R}_{SC} = -R_{SC}\mathbf{e}_0$, получаем

$$\mathbf{e}_i\mathbf{e_0} + ke_{iz}e_{0z} = \sqrt{\left(1+ke_{iz}{}^2\right)\left(\cos^2\chi + ke_{0z}^2\right)} \qquad (2.10)$$

где $1 - a^2/R_{SC}{}^2 = \cos^2\chi$, χ – экваториальный угловой радиус тела при наблюдении с расстояния R_{SC}.

Неизвестными в системе уравнений (2.10) являются экваториальный угловой радиус тела χ и направление на его центр $\mathbf{e}_0$. Для того чтобы при применении МНК избежать наложения дополнительного нелинейного условия $\left|\mathbf{e}_0\right| = 1$, введем вспомогательный вектор $\mathbf{d} = \left(d_x, d_y, d_z\right)$, компоненты которого определяются следующим образом:

$$d_x = \frac{e_{0x}}{\sqrt{\left(\cos^2\chi + ke_{0z}^2\right)}},$$

$$d_y = \frac{e_{0y}}{\sqrt{\left(\cos^2\chi + ke_{0z}^2\right)}}, \qquad (2.11)$$

$$d_z = \frac{e_{0z}(1+k)}{\sqrt{\left(\cos^2\chi + ke_{0z}^2\right)}}.$$

В результате получаем систему уравнений:

$$\mathbf{e}_i\mathbf{d} = \sqrt{\left(1+ke_{iz}{}^2\right)}, \qquad (2.12)$$

МНК-решение которой имеет вид:

$$\mathbf{d} = \mathbf{A}^{-1}\mathbf{b}\,, \qquad (2.13)$$

где матрица $\mathbf{A}$ такая же, как и в случае сферического тела, а

$$\mathbf{b} = \begin{pmatrix} \sum_i \sqrt{\left(1+ke_{iz}{}^2\right)}e_{i,x} \\ \sum_i \sqrt{\left(1+ke_{iz}{}^2\right)}e_{i,y} \\ \sum_i \sqrt{\left(1+ke_{iz}{}^2\right)}e_{i,z} \end{pmatrix}.$$

Для нахождения по вектору **d** вектора направления на центр тела $\mathbf{e}_0$ нужно использовать условие нормировки:

$$e_{0x}{}^2 + e_{0y}{}^2 + e_{0z}{}^2 = 1,$$

из которого получаем

$$e_{0z}{}^2\left(\frac{e_{0x}{}^2}{e_{0z}{}^2} + \frac{e_{0y}{}^2}{e_{0z}{}^2} + 1\right) = e_{0z}{}^2\left(\frac{(1+k)^2 d_x{}^2}{d_z{}^2} + \frac{(1+k)^2 d_y{}^2}{d_z{}^2} + 1\right) = 1,$$

откуда

$$e_{0z} = \frac{1}{\sqrt{\left(\frac{(1+k)^2\left(d_x{}^2 + d_y{}^2\right)}{d_z{}^2} + 1\right)}}. \qquad (2.14)$$

Тогда остальные параметры получаются по следующим соотношениям:

$$e_{0x} = \frac{(1+k)d_x}{d_z} e_{0z},$$

$$e_{0y} = \frac{(1+k)d_y}{d_z} e_{0z}, \qquad (2.15)$$

$$\cos\chi = \left(\sqrt{\frac{(1+k)^2}{d_z{}^2} - k}\right) e_{0z}.$$

Вектор $\mathbf{e}_0$ определен в ПЦСК с точностью до знака. Для определения правильного знака необходимо преобразовать $\mathbf{e}_0$ в ВСК: $\mathbf{e}_0^{VSK} = T_{VSK \leftarrow PCSK}\mathbf{e}_0$ и проверить знак компоненты e_{0z}^{VSK} – он должен быть положительным (тело всегда наблюдается в направлении от камеры).

Окончательно радиус-вектор КА в планетоцентрической системе координат находится как:

$$\mathbf{R}_{SC} = -R_{SC}\mathbf{e}_0, \qquad (2.16)$$

где $R_{SC} = a/\sin\chi$ – расстояние до КА.

2.6. Распознавание терминатора

Одной из проблем при навигации по горизонту является необходимость отличить линию горизонта от терминатора.

Распознавание терминатора по яркостным признакам может быть проблематичным, т.к. градиент яркости на терминаторе может быть сопоставим с градиентом яркости на освещенном горизонте.

Более эффективным может быть подход, основанный на анализе геометрии освещения горизонта и терминатора. Для освещенного горизонта компонента $\mathbf{s}_p$ вектора направления падающих солнечных лучей **s**, перпендикулярная к направлению наблюдения, имеет составляющую в направлении к освещенной поверхности (Рисунок 2.6). Если вектор $\mathbf{s}_p$ имеет составляющую в сторону тела, то и его проекция на изображение $\mathbf{s}_{im}$ имеет составляющую в сторону изображения тела. Это справедливо как для подсолнечной (Рисунок 2.7а), так и для противосолнечной (Рисунок 2.7б) дуги горизонта в случае, когда наблюдается полный горизонт.

С другой стороны, градиент яркости $\mathbf{b}_i$ направлен на изображении по нормали к дуге горизонта внутрь тела. Поэтому угол между векторами $\mathbf{s}_{im}$ и $\mathbf{b}_i$ должен быть меньше 90º. В случае терминатора вектор $\mathbf{s}_p$ направлен от тела и угол между $\mathbf{s}_{im}$ и $\mathbf{b}_i$ должен быть больше 90º.

Проекцию $\mathbf{s}_{im}$ вектора **s** можно найти как разность координат изображения при наблюдении точек **L** и **L**+ **s**, где **L** – вектор от камеры к наблюдаемой точке объекта. Поскольку имеет значение лишь направление $\mathbf{s}_{im}$, вектор **s** можно считать сколь угодно малым.

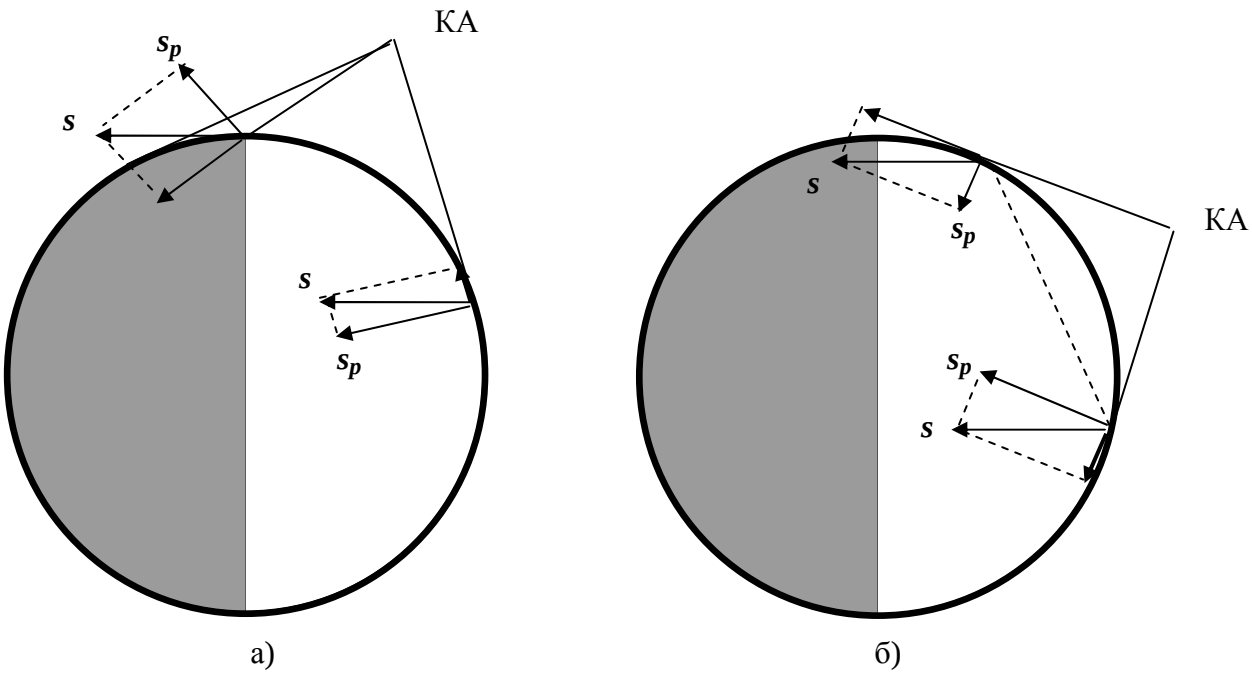


Рисунок 2.6. Вектор направления падающих солнечных лучей **s** и его компонента $\mathbf{s}_p$, перпендикулярная направлению наблюдения, в случае, когда на изображении терминатор присутствует (а) и отсутствует (б)

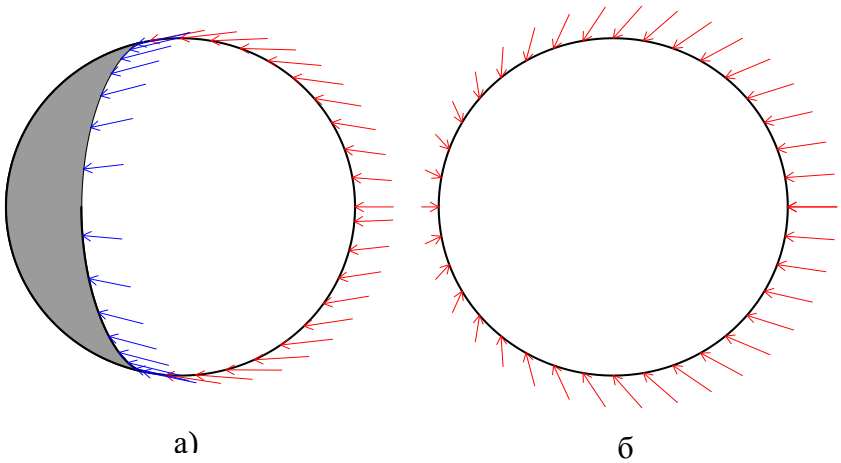


Рисунок 2.7. Проекции на изображение направлений падения солнечных лучей на точки освещенного горизонта (красные стрелки) и на точки терминатора (синие стрелки) для сферического тела с угловым радиусом 50º; направление освещения справа: а – фазовый угол 80º (на изображении присутствует терминатор); б – фазовый угол 30º (на изображении терминатор отсутствует); направление градиента яркости – по нормали внутрь освещенной части изображения

При калибровке камеры определяется ее проекционная функция $\mathbf{e} = F_{cam}(\boldsymbol{\rho})$, устанавливающая связь между координатами изображения $\boldsymbol{\rho} = (u, v)$ и направлением наблюдения. Тогда $\mathbf{s}_{im}$ в общем случае находится ее численным дифференцированием как

$$\mathbf{s}_{im} = \frac{\partial F_{cam}^{-1}(\mathbf{e})}{\partial \mathbf{e}} \mathbf{s} \qquad (2.17)$$

2.7. Анализ потенциальной точности навигационных измерений по горизонту

Для случая наблюдения сферического тела проанализирована точность оценки его углового радиуса и направления на центр по результатам детектирования горизонта. Считается, что геометрические характеристики камеры учтены и рассматривается проекция изображения линии горизонта на картинную плоскость, перпендикулярную оси конуса, направленной на центр тела (см. Рисунок 2.5). В этом случае горизонт изображается дугой окружности, а малые угловые ошибки пропорциональны линейным.

Пусть среднеквадратическая ошибка единичного измерения положения точки лимба равна δ. Для Луны ошибка δ помимо разрешения камеры зависит от от рельефа поверхности. В линейной мере она может составлять несколько километров.

На ошибку определения координат центра и радиуса тела помимо величины ошибки единичного измерения существенное влияние оказывает также корреляция ошибок измерений в соседних пикселях, которую можно характеризовать интервалом корреляции Δ (отсчеты можно считать независимыми, если они находятся на расстоянии Δ). Для Луны интервал корреляции Δ определяется интервалом корреляции высот рельефа и может составлять десятки-сотни километров.

Простой способ учесть при моделировании интервал корреляции – выбирать отсчеты на расстоянии Δ и считать их независимыми. При расчетах значения Δ задавались равными 0,01; 0,1; 1 и 10°, что соответствует 100, 10, 1 и

0,1 независимых отсчетов положения точек горизонта на 1° дуги окружности. В линейном измерении для Луны эти значения Δ примерно соответствуют 0,3; 3; 30 и 300 км.

В соответствии с этим при моделировании на дуге окружности указанного радиуса выбрались точки с интервалом Δ, и к их координатам добавлялась случайная некоррелированная ошибка с нормальным распределением и среднеквадратическим отклонением δ. Полученные точки аппроксимировались окружностью. Находились ошибка определения радиуса и отклонение центра этой окружности от центра тела по двум направлениям: по оси X, соответствующей оси симметрии изображения горизонта (т.е. лежащей в плоскости наблюдатель–объект–Солнце), и по оси Y, перпендикулярной оси симметрии (Рисунок 2.8).

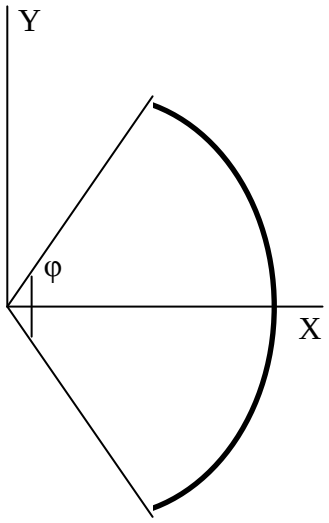


Рисунок 2.8. Система координат при моделировании дуги горизонта

В каждом случае рассматривалось 100 реализаций случайной ошибки измерений координат точек горизонта, и по ним рассчитывались среднеквадратические ошибки определения координат центра тела σ_X и σ_Y и его радиуса σ_R. Поскольку ошибки определения координат центра и радиуса тела

пропорциональны δ (пока δ остается значительно меньше радиуса тела), ошибки определения указанных параметров определялись по отношению к δ.

Эти ошибки приведены на Рисунке 2.9 в зависимости от угла раствора дуги горизонта φ и интервала корреляции Δ. При уменьшении угла раствора дуги горизонта от 360 до ~180° ошибки оценки параметров окружности практически не меняются, далее начинают возрастать, но вплоть до углов раствора φ ~ 100° изменяются мало. При дальнейшем уменьшении φ ошибки быстро возрастают и могут в десятки и сотни раз превышать величину δ. При этом ошибки оценки положения центра по оси X возрастают значительно быстрее, чем по оси Y. Ошибки оценки радиуса близки к ошибкам оценки положения центра по оси X. Поэтому при навигации по горизонту необходимо обеспечить захват дуги горизонта не менее ~~100° .

Ошибки определения параметров окружности быстро возрастают также при увеличении интервала корреляции. Например, при Δ = 0,01° и при φ > 100° они находятся в интервале (0,01…0,1)δ, а при Δ = 10° могут в несколько раз превышать δ.

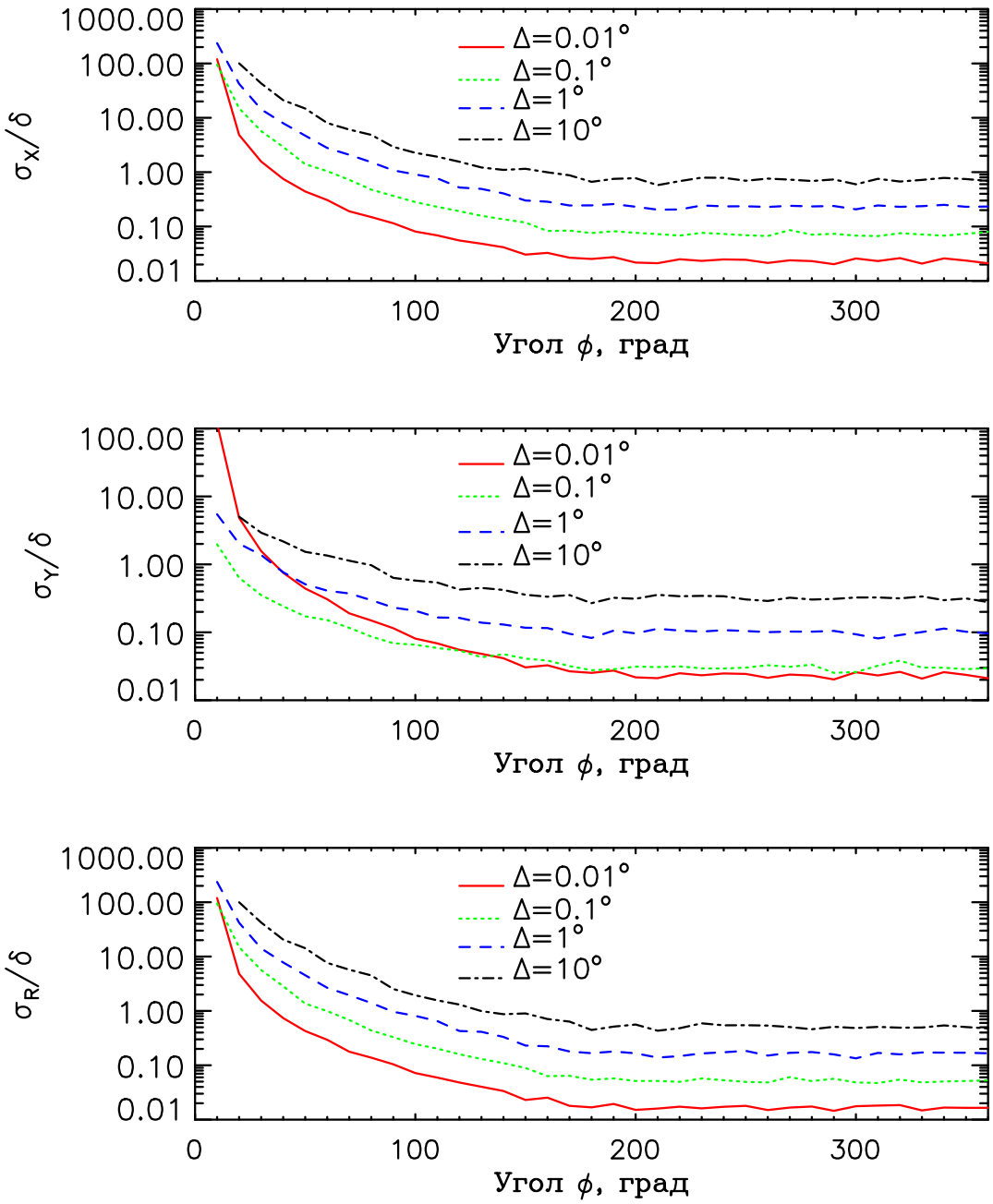


Рисунок 2.9. Среднеквадратические ошибки определения координат центра и радиуса сферического тела в зависимости от угла раствора дуги горизонта φ и интервала корреляции Δ по результатам модельных расчетов

2.8 Алгоритм навигационных измерений по горизонту

Камера предполагается геометрически калиброванной, т.е. должна быть определена ее проекционная функция, устанавливающая связь между координатами изображения и вектором направления наблюдения в ВСК. Кроме того, должна быть определена маска, которая исключает из обработки области изображения, находящиеся вне поля зрения объектива (поле зрения объектива камеры может быть вписано в кадр и не покрывать всю его площадь), а также области, куда могут попадать изображения элементов конструкции КА.

Блок-схема алгоритма навигационных измерений по горизонту показана на Рисунке 2.10.

Входной информацией алгоритма являются:

- изображение горизонта,
- матрица перехода из внутренней системы координат камеры в планетоцентрическую систему координат $T_{PCSK \leftarrow VSK}$ на момент получения изображения (по данным звездных датчиков и по времени),
- наблюдаемое тело (например, Луна), характеризуемое большой осью аппроксимирующего эллипсоида вращения *a* и коэффициентом эллиптичности *k*.

Выходная информация алгоритма: радиус-вектор КА $\mathbf{R}_{SC}$ в ПЦСК.

Алгоритм включает следующие тесты:

Рисунок 2.10. Блок-схема алгоритма навигационных измерений по горизонту

1. **Пороговый тест.** Этот тест имеет целью нахождение граничных пикселей изображения тела, яркость которых превышает порог THRESH_DARK, выбираемый несколько выше флуктуаций темнового сигнала камеры. Признак превышения уровня THRESH_DARK проверяется при движении вдоль строк и столбцов изображения по направлениям «сверху вниз», «справа налево», «снизу вверх» и «слева направо», начиная от начала немаскированной области

изображения. Первая точка X0, которая превышает порог THRESH_DARK в данном направлении, считается опорной при поиске горизонта и проверяется с помощью следующих тестов.

Одни и те же точки горизонта могут детектироваться при движении как по направлению строк, так и по направлению столбцов изображения (Рисунок 2.11), однако точность детектирования ухудшается при пересечении направления движения с горизонтом под скользящими углами. Поэтому далее после предварительной оценки положения центра тела на изображении, точки горизонта, детектированные под скользящими углами, будут отфильтрованы (см секторный тест 7 ниже).

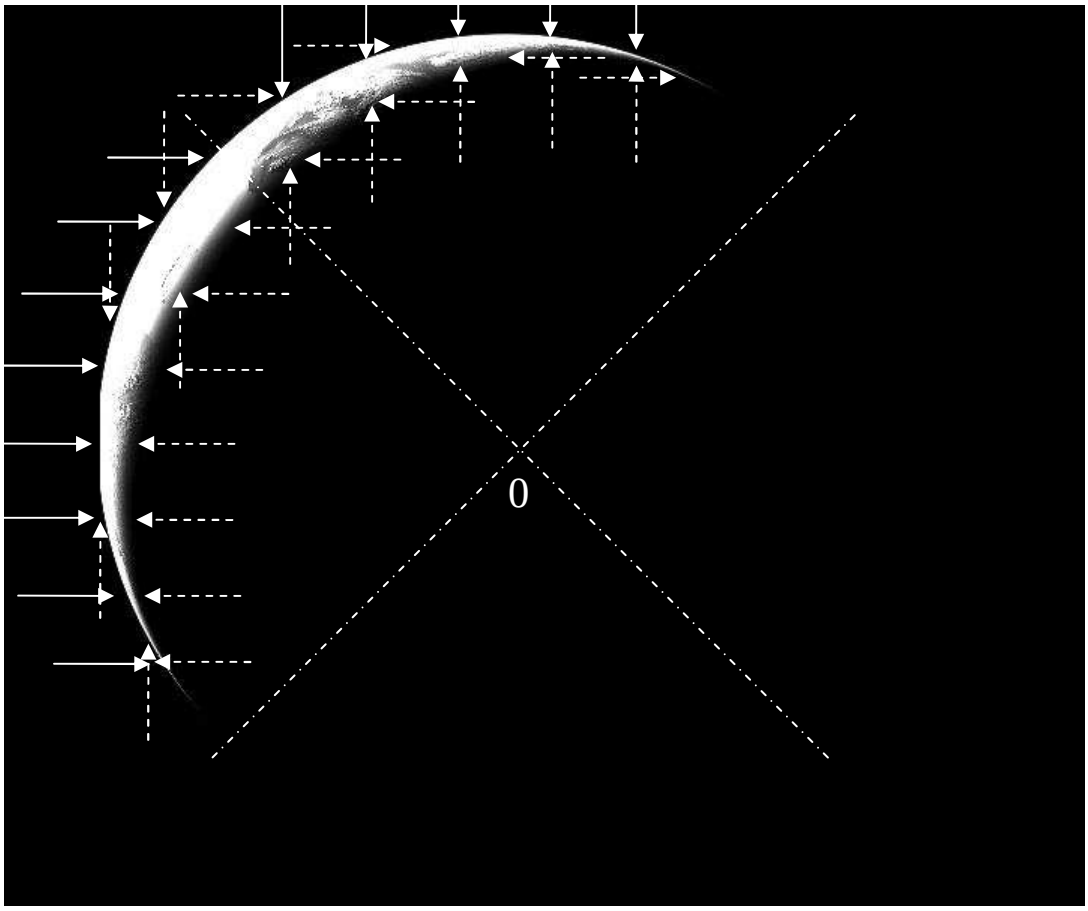


Рисунок 2.11. Направления движения при детектировании горизонта пороговым тестом 1. При следующем далее секторном тесте 7 сохраняются точки горизонта, которые найдены в направлениях движения, обозначенных сплошными стрелками, и отфильтровываются – в направлениях движения, обозначенных штриховыми стрелками

2. **Фильтрация световых помех.** Для того, чтобы отличить границу тела от «дефектного» пикселя, звезды или мелкого светящегося объекта, после нахождения первого пикселя, яркость которого превышает порог THRESH_DARK, проверяются THRESH_STAR следующих пикселей. Если хотя бы в одном пикселе значение его яркости меньше THRESH_DARK, то точка X0 считается световой помехой, и поиск в данном направлении продолжается. Типичное значение порога THRESH_STAR = 2.

3. **Фильтрация краевых точек.** Если предыдущий тест проходит первая точка по данному направлению от начала немаскированной области, то считается, что горизонт тела по данному направлению находится за границей немаскированной части изображения, и его поиск в этом направлении прекращается.

4. **Выбор интервала поиска и нахождение потенциальных точек горизонта.** Точка X0, прошедшая указанные тесты, считается опорной при поиске горизонта (Рисунок 2.12). Она может отличаться от истинной точки горизонта XG, которая может находиться как после X0 (в направлении движения при поиске), если уровень THRESH_DARK выбран достаточно низким, чтобы не пропустить горизонт, так и перед X0, если уровень THRESH_DARK выбран слишком высоким, чтобы исключить паразитную подсветку изображения. Поэтому точка горизонта ищется на интервале поиска [X0-MB, X0+MF], включающем MF точек, следующих за опорной точкой в направлении движения, и MB предыдущих точек. Число MF точек, следующих за опорной, в случае Луны и других безатмосферных тел определяется шириной функции рассеяния точки камеры. Число MB предыдущих точек выбирается так, чтобы не пропустить границу лимба при завышенном значении THRESH_DARK (например, MB = 10).

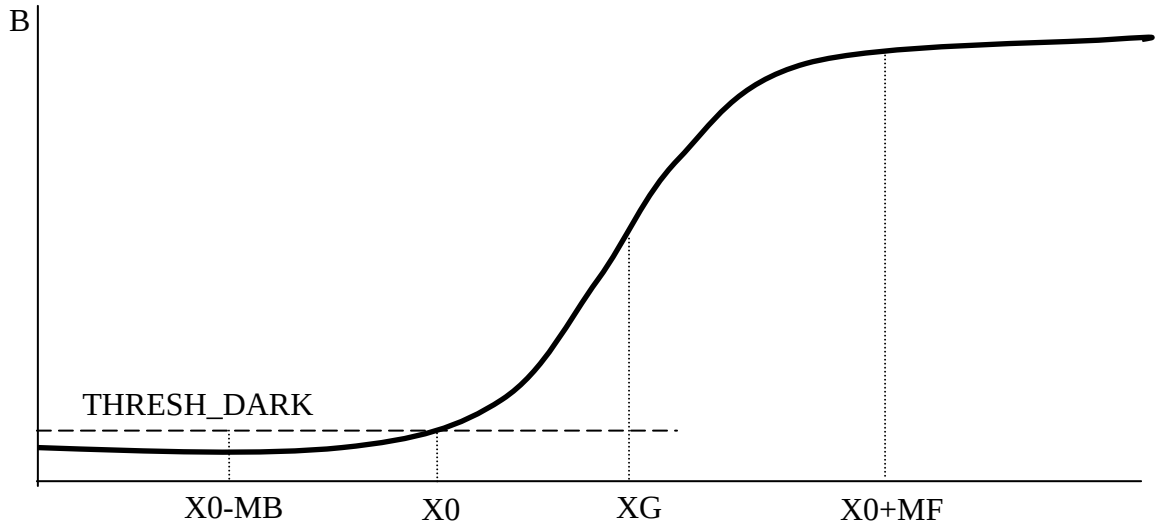


Рисунок 2.12. К выбору интервала поиска точки горизонта

На интервале поиска [X0-MB, X0+MF] методом максимального градиента ищется потенциальная точка горизонта. Градиент вычисляется с помощью дифференциального оператора Собеля, включающего взвешенное усреднение изображения в окне 3x3 с использованием следующих масок:

$$G_x = \begin{pmatrix} -1 & 0 & 1 \\ -2 & 0 & 2 \\ -1 & 0 & 1 \end{pmatrix}, \quad G_y = \begin{pmatrix} -1 & -2 & -1 \\ 0 & 0 & 0 \\ 1 & 2 & 1 \end{pmatrix}$$

5. **Фильтрация точек терминатора.** Пусть (u_i,v_i) - координаты потенциальной точки горизонта на изображении, а вектор наблюдения в ВСК, рассчитываемый по результатам геометрической калибровки камеры, равен $\mathbf{e}_i$. Среди детектированных потенциальных точек горизонта могут быть точки, принадлежащие как горизонту, так и терминатору. Распознавание точек терминатора основано на расчете угла между вектором градиента поля яркости изображения $\mathbf{b}_i$ в точке (u_i,v_i) и проекцией $\mathbf{s}_{im}=(s_u, s_v)$ на изображение вектора падения солнечных лучей s. Компоненты вектора $\mathbf{s}_{im}$ рассчитываются по соотношению (2.17) с использованием результатов калибровки камеры.

Косинус угла η между $\mathbf{s}_{im}$ и градиентом яркости $\mathbf{b}_i$ равен:

$$\cos\eta = \frac{\left(s_u b_{i,u} + s_v b_{i,v}\right)}{\sqrt{\left(s_u{}^2 + s_v{}^2\right)}\sqrt{\left(b_{i,u}{}^2 + b_{i,v}{}^2\right)}}$$

Для разделения точек освещенного горизонта и терминатора используется тест $\eta < 80^o$, т.е. $\cos\eta > 0.17$. При этом крайние точки освещенного горизонта, в которых угол η лежит в интервале от 80 до 90^o, также отбрасываются, поскольку их детектирование ненадежно из-за возможных отклонений градиента яркости от нормали к горизонту.

Дополнительная фильтрация точек терминатора проводится с помощью «секторного» теста 7.

6. **Аппроксимация направлений на потенциальные точки горизонта конусом.** Пучок векторов $\mathbf{e}_i$ для точек, прошедших предыдущие тесты, аппроксимируется круговым или эллиптическим конусом с использованием соотношений из п.2.3 и п.2.4, в результате чего находится предварительная оценка вектора направления на центр тела $\mathbf{e}_0$ (оценка углового радиуса тела на данном этапе не используется).

7. **Секторный тест.** По вектору направления на центр тела $\mathbf{e}_0$ с использованием геометрической модели камеры находятся координаты центра тела на изображении (если аппроксимация проводится эллиптическим конусом в ПЦСК, вектор $\mathbf{e}_0$ предварительно преобразуется в ВСК). Далее среди найденных точек горизонта сохраняются лишь те, для которых угол между направлением движения в тесте 1 и радиус-вектором, проведенным из найденного центра изображения тела, превышает 135^o (см. Рисунок 2.11 выше). В результате не только устраняются точки горизонта, детектированные под скользящими углами, но и эффективно отфильтровываются оставшиеся точки терминатора в случае, когда освещенная часть тела занимает менее половины площади его изображения.

8. **Повторная аппроксимация направлений на точки горизонта конусом.** Пучок векторов $\mathbf{e}_i$ на точки горизонта, прошедшие тест 7, повторно аппроксимируется круговым или эллиптическим конусом, в результате чего оцениваются направление на центр тела $\mathbf{e}_0$ и угол его полураствора χ.

Проводится оценка невязки модели по соотношению

$$\sigma = \sqrt{\frac{1}{N-3}\sum_i \left(\mathbf{e_i d} - \sqrt{\left(1 + ke_{iz}{}^2\right)}\right)^2},$$

где N-3 – число степеней свободы (число уравнений N минус число оцениваемых параметров 3).

Далее проводится фильтрация ошибочных измерений по критерию:

$$\left|\mathbf{e_i d} - \sqrt{\left(1 + ke_{iz}{}^2\right)}\right| < 2\sigma$$

и по точкам, прошедшим этот тест, проводится повторная оценка вектора **d** и невязок σ.

Ковариационная матрица оценки вектора **d** находится по соотношению:

$$\mathbf{cov(d)} = \mathbf{A}^{-1}\sigma^2.$$

9. **Оценка положения КА.** Радиус-вектор КА в планетоцентрической системе координат находится как:

$$\mathbf{R}_{SC} = R_{SC}\mathbf{e}_{SC},$$

где $R_{SC} = R_0 / \sin\chi$ – геоцентрическое расстояние КА,

$\mathbf{e}_{SC} = -\mathbf{e}_0$ – вектор направления на КА в ПЦСК.

Если вектор $\mathbf{e}_0$ определен в ВСК, он предварительно преобразуется в ПЦСК.

10. **Баллистический прогноз.** Измерения радиус-вектора КА накапливаются и используются для прогноза орбиты КА, используя алгоритм (Микрин и Михайлов, 2017) по всей серии проведенных измерений. Такой подход позволяет, в том числе, прогнозировать положение КА после выхода с ночной стороны, где измерения прерываются.

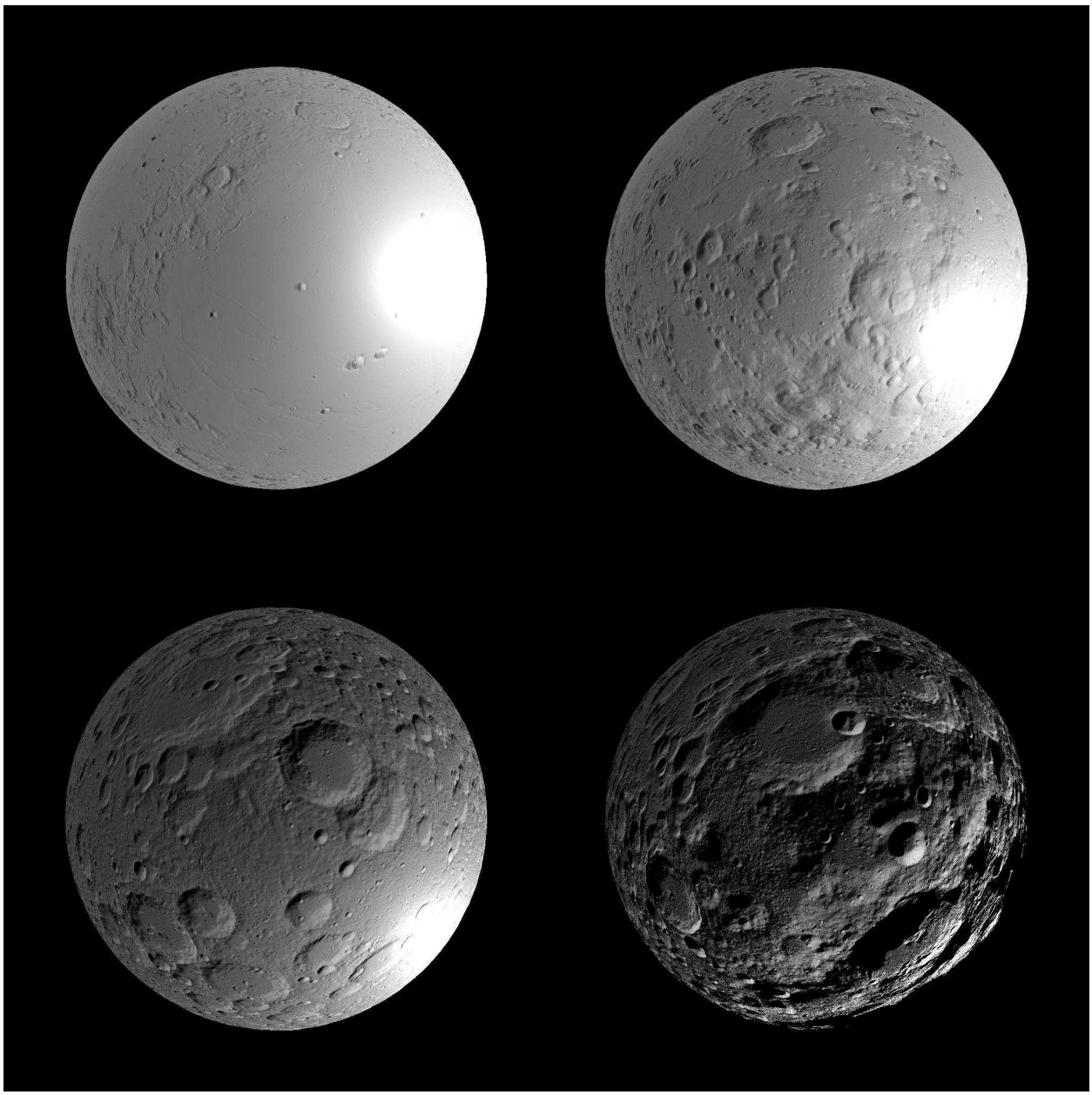
2.9. Оценка точности навигации по горизонту Луны по модельным изображениям

Ввиду отсутствия широкоугольных орбитальных снимков Луны с полем зрения ~180°, пригодных для анализа метода навигации по горизонту, они моделировалась с использованием модели GLD100-256P. Рассматривались участки орбиты от экватора до полюса. Высота съемки задавалась от 50 до 200 км. Угол α между направлением на Солнце и плоскостью орбиты задавался равным 45 и 80º.

При α = 45º высота Солнца в подспутниковой точке уменьшается от 45º на экваторе до 3,5º на широте 85º. Примеры изображений, получаемых при движении от экватора к южному полюсу на долготе 45º в.д. показаны на Рисунке 2.13, а детектированные по ним дуги горизонта – на Рисунке 2.14. Ошибки оценки по горизонту координат подспутниковой точки и высоты вдоль указанной трассы показаны на Рисунке 2.15, а их среднеквадратические и максимальные значения приведены в Таблице 2.1. При уменьшении высоты от 200 до 50 км среднеквадратические ошибки оценки координат подспутниковой точки увеличиваются от ~2 до ~5 км, а максимальные ошибки – от ~3 до ~9 км вплоть до широт в 85º ю.ш. Среднеквадратические ошибки высоты при этом составляют ~2 км, максимальные - ~3 км. На более высоких широтах ошибки резко увеличиваются из-за малой высоты Солнца.

Случай α = 80º соответствует условиям съемки при низком Солнце, когда его высота в подспутниковой точке уменьшается от 10º на экваторе до 2º на широте 85º. Примеры изображений, получаемых в этих условиях, показаны на Рисунке 2.16, детектированные по ним дуги горизонта – на Рисунке 2.17, а ошибки оценки координат подспутниковой точки и высоты приведены на Рисунке.2.18 и в Таблице 2.1. В этом случае при уменьшении высоты среднеквадратические ошибки оценки координат подспутниковой точки увеличиваются до ~4 до ~6 км, а максимальные ошибки – от ~8 до ~10 км. При

высоте КА 50 км указанные максимальные ошибки достигаются уже на широте 75º ю.ш. из-за усиления влияния рельефа в условиях низкого Солнца.



.Рисунок 2.13. Модельные изображения Луны, получаемые с высоты 100 км на 45º в.д. и широтах 0, 25, 50 и 75º ю.ш. (слева направо, сверху вниз); угол между направлением на Солнце и плоскостью орбиты равен 45°

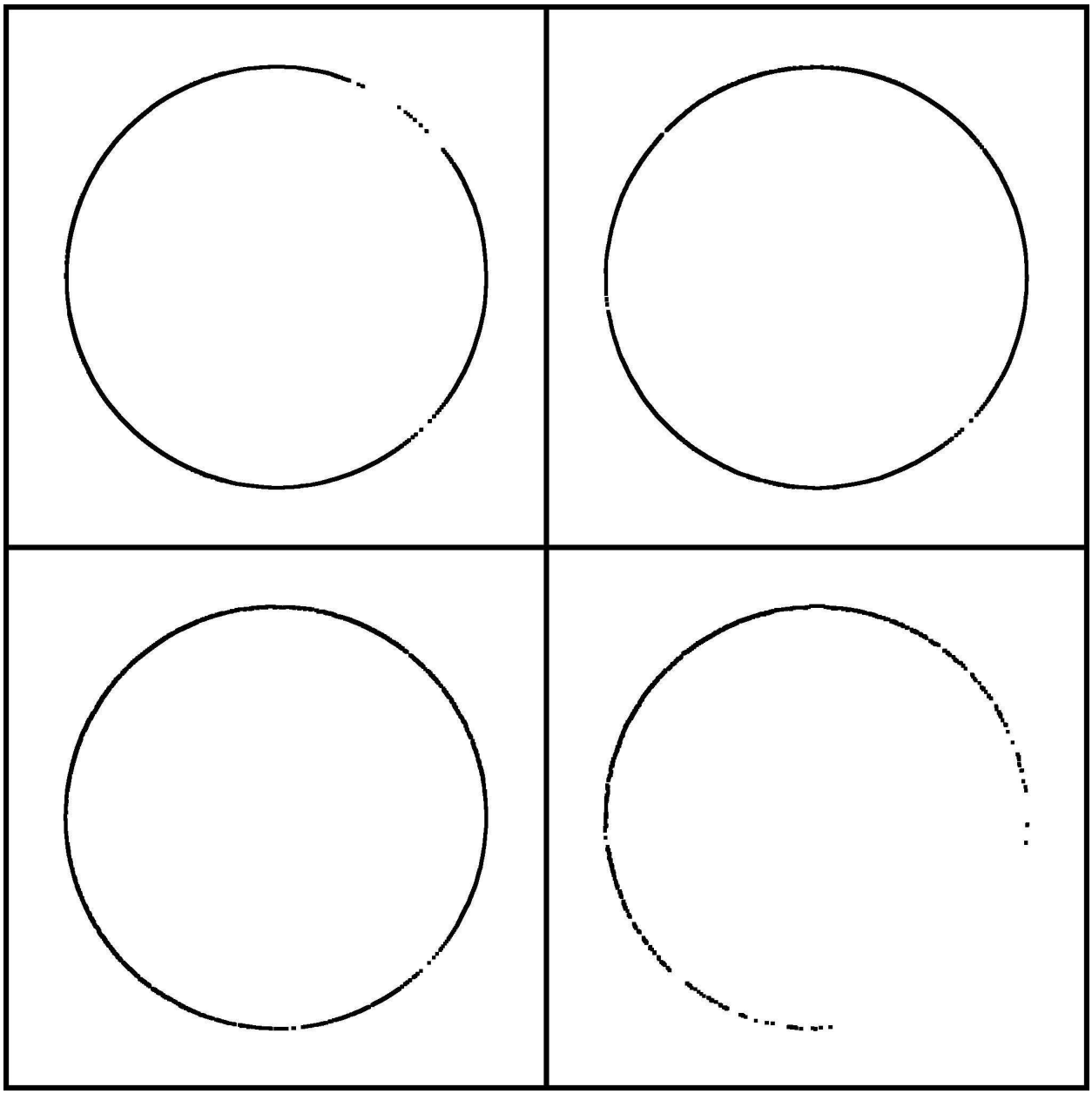


Рисунок 2.14. Дуги горизонта, детектированные по изображениям на Рисунке 2.13

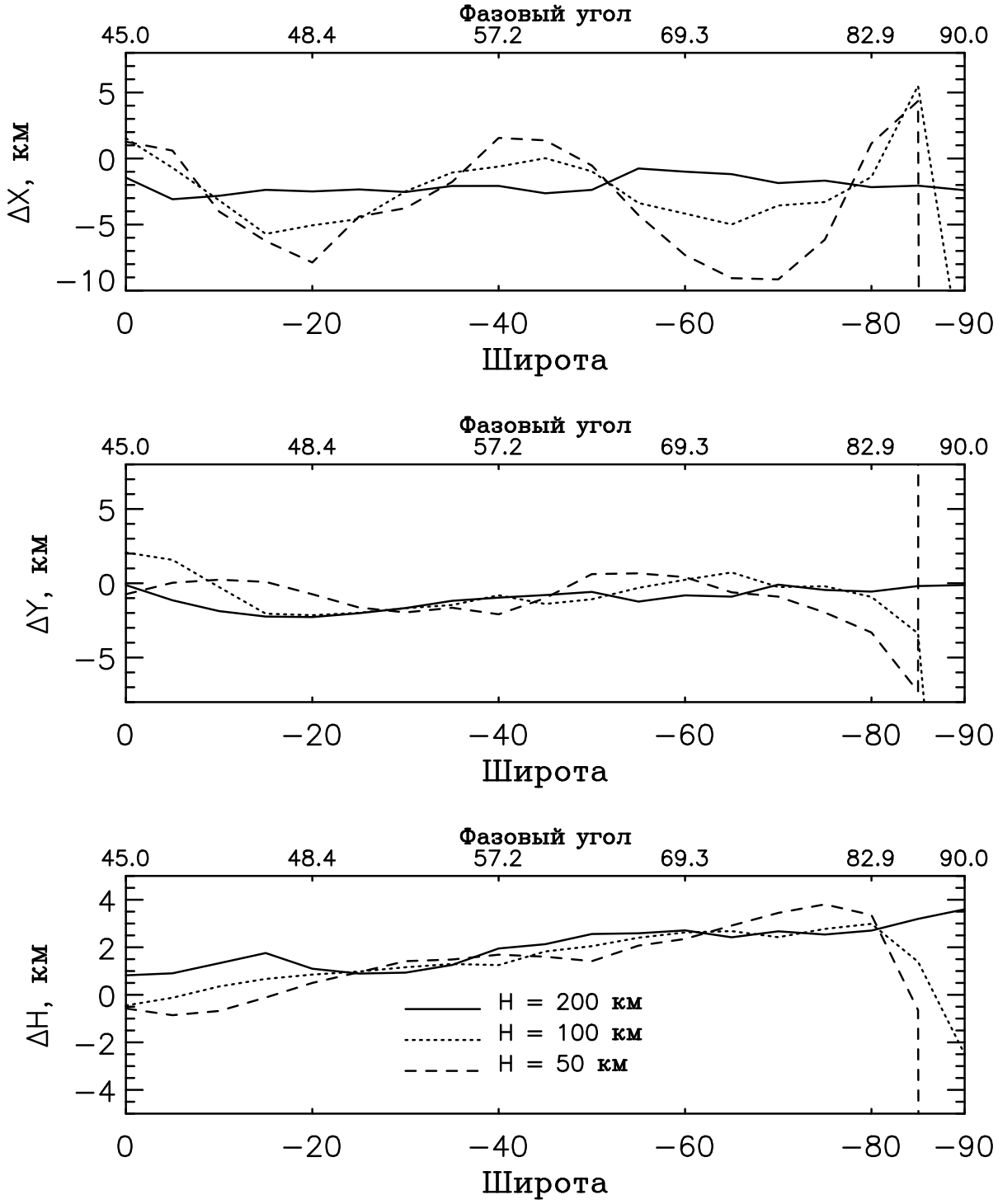


Рисунок 2.15. Ошибки оценки координат подспутниковой точки ΔX и ΔY и высоты КА ΔH при движении КА по орбите вокруг Луны по меридиану 45º в.д. от экватора к югу; показана зависимость ошибок от широты и высоты КА; угол между направлением на Солнце и плоскостью орбиты равен 45º

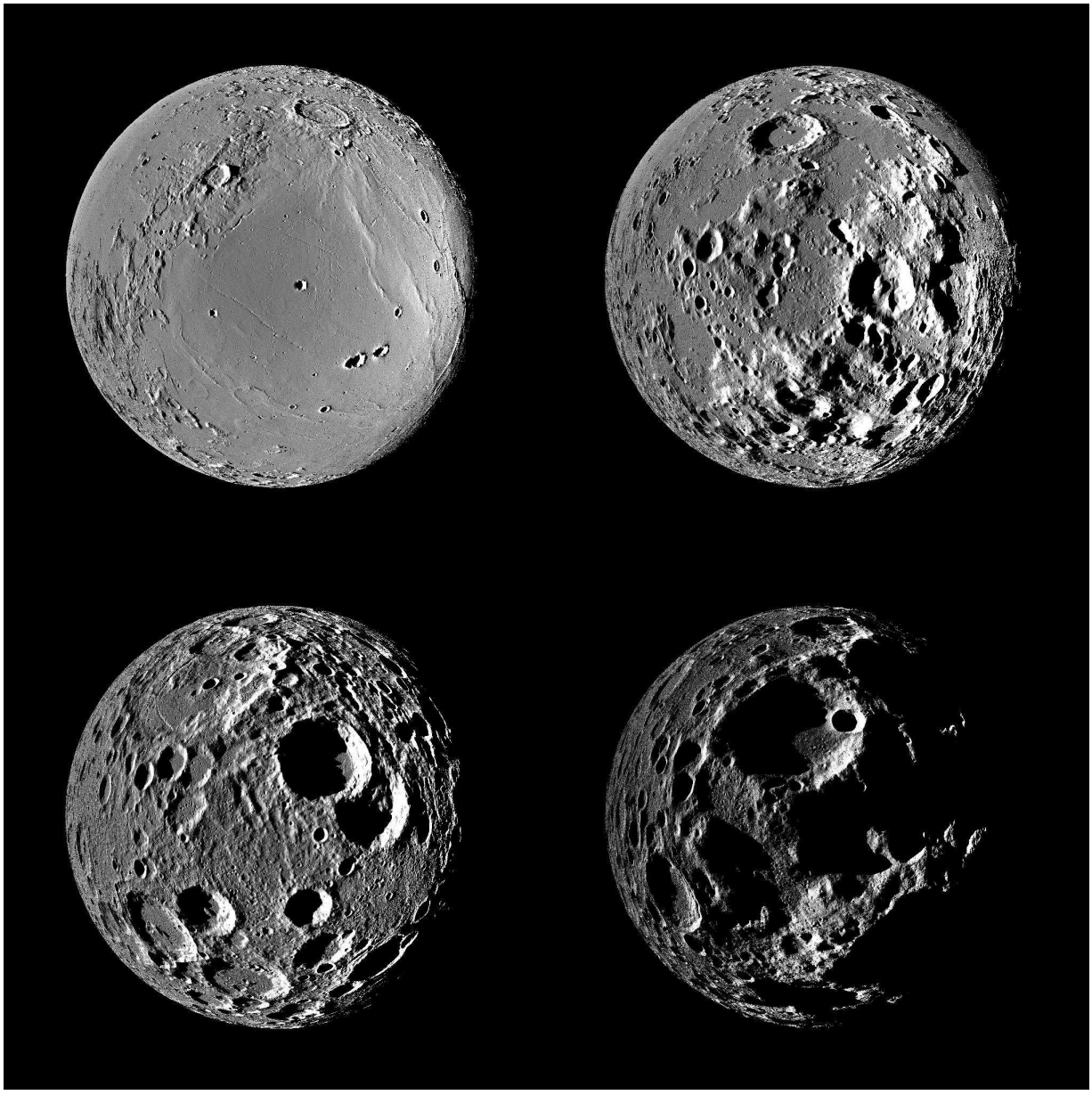


Рисунок 2.16 - Модельные изображения Луны, получаемые с высоты 100 км на 45º в.д. и широтах 0, 25, 50 и 75º ю.ш. (слева направо, сверху вниз). Угол между направлением на Солнце и плоскостью орбиты равен 80º

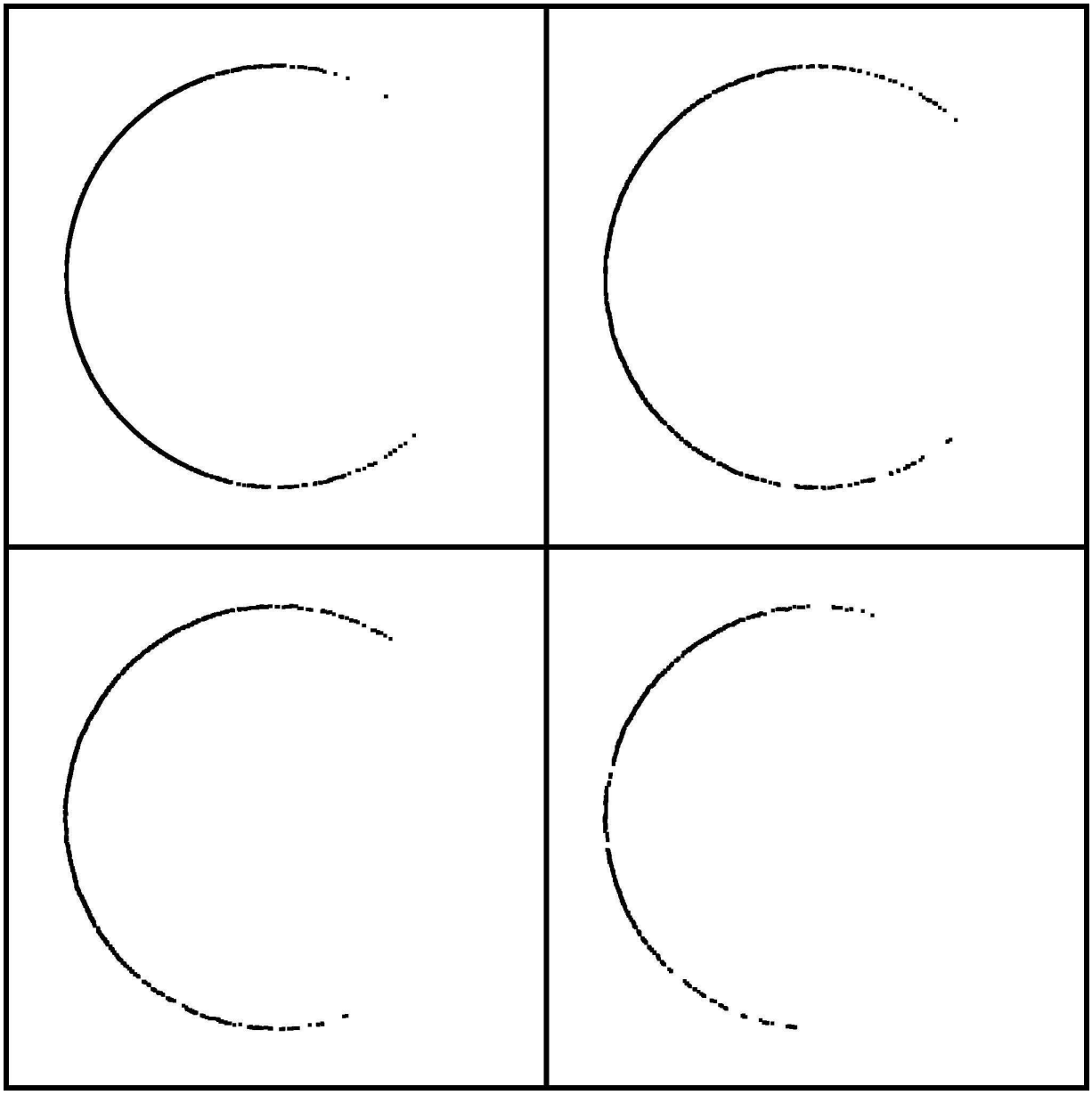


Рисунок 2.17. Дуги горизонта, детектированные по изображениям на Рисунке 2.16

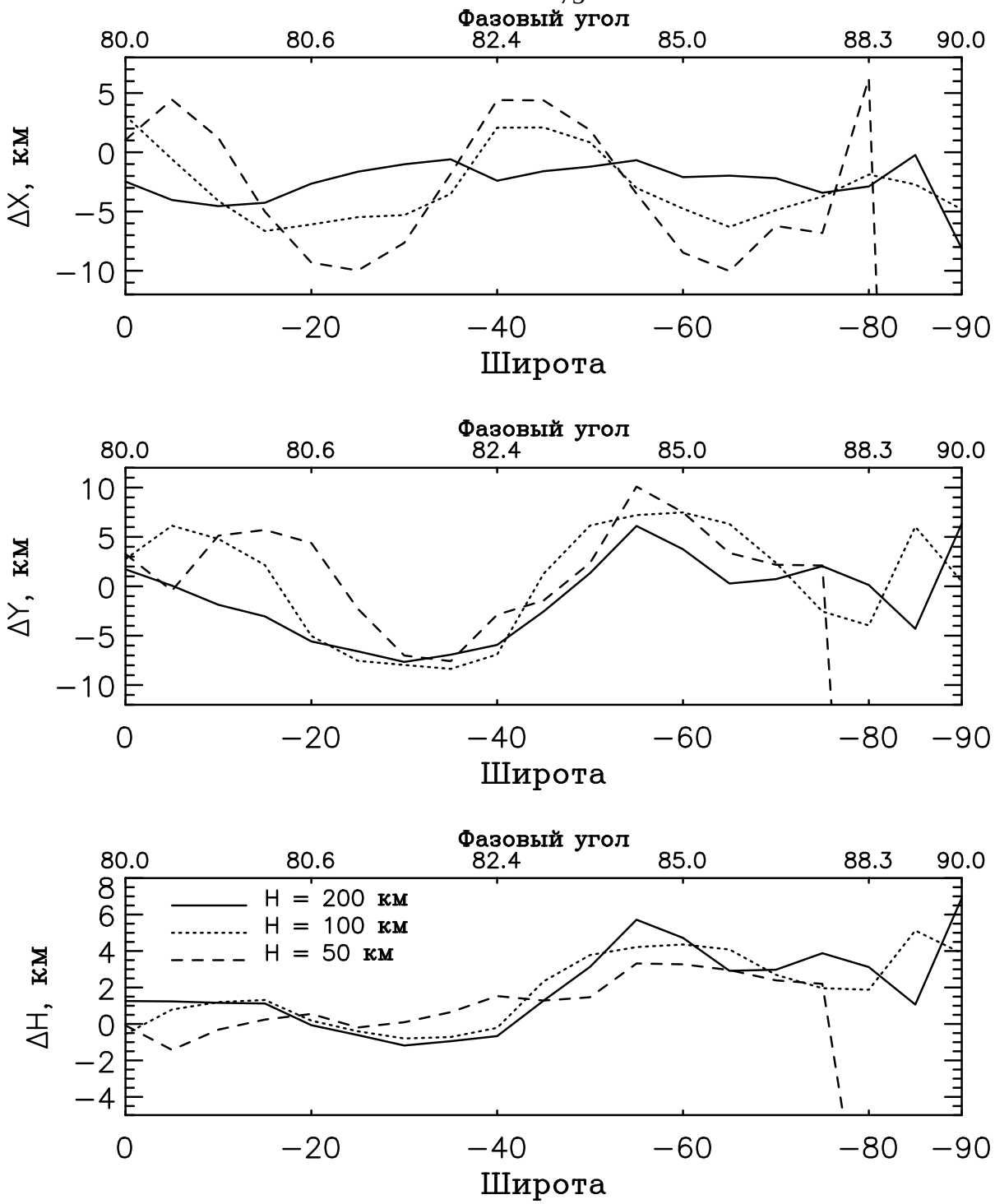


Рисунок 2.18. Ошибки оценки координат подспутниковой точки ΔX и ΔY и высоты КА ΔH при движении КА по орбите вокруг Луны по меридиану 45º в.д. от экватора к югу; показана зависимость ошибок от широты и высоты КА; угол между направлением на Солнце и плоскостью орбиты равен 80º

Таблица 2.1. Среднеквадратические (σ) и максимальные (max) ошибки оценки координат подспутниковой точки и высоты КА (в км) по горизонту Луны на орбите по меридиану 45º в.д. в интервале широт 0-85º ю.ш.

Высота, км	Угол между направлением на Солнце и плоскостью орбиты ()	
	α = 45º	α = 80º
200	σ_X = 2.14, max(ΔX) = 3.08 σ_Y = 1.26, max(ΔY) = 2.28 σ_H = 2.06, max(ΔH) = 3.20	σ_X = 2.54, max(ΔX) = 4.55 σ_Y = 4.18, max(ΔY) = 7.66 σ_H = 2.57, max(ΔH) = 5.72
100	σ_X = 3.42, max(ΔX) = 5,71 σ_Y = 1.52, max(ΔY) = 3.38 σ_H = 1.81, max(ΔH) = 2.99	σ_X = 4.14, max(ΔX) = 6.65 σ_Y = 5.71, max(ΔY) = 8.36 σ_H = 2.58, max(ΔH) = 5.12
50	σ_X = 5.03, max(ΔX) = 9.15 σ_Y = 2.18, max(ΔY) = 7.29	σ_X = 6.16, max(ΔX) = 10.02 σ_Y = 4.97, max(ΔY) = 10.09 σ_H = 1.77, max(ΔH) = 3.32 (в интервале широт 0-75º ю.ш.)

Дальнейшие примеры отработки метода навигационных измерений по горизонту приведены в Главе 5.

Выводы к главе 2

1. При малых размерах изображения объекта (меньше примерно 10 пикселей) направление на его центр может определяться по его центру яркости с коррекцией влияния фазового угла. Корректирующая функция определяется в основном распределением освещенности тела и слабо зависит от его закона отражения. При бóльших угловых размерах тела необходимо использовать навигационные измерения по горизонту.

2. Разработан алгоритм навигационных измерений по горизонту, включающий детектирование потенциальных точек горизонта с помощью порогового и дифференциального тестов, фильтрацию световых помех (звезд),

изображений элементов конструкции КА и точек терминатора. Аппроксимация пучка направлений на точки горизонта проводится круговым или эллиптическим конусом с учетом результатов геометрической калибровки камеры. Преобразование направления на центр тела из внутренней в планетоцентрическую систему координат проводится на основании результатов независимых измерений ориентации камеры.

3. Модельные оценки потенциальной точности навигационных измерений по горизонту сферического тела показали, что при уменьшении угла раствора дуги горизонта φ от 360 до 180° ошибки оценки углов направления на центр тела и его углового радиуса изменяются мало. Далее они начинают возрастать и при φ = 100° составляют (0,01…0,1)δ при Δ = 0,01° и могут в несколько раз превышать δ при Δ = 10°, где δ – среднеквадратическая ошибка определения направления на точки горизонта, Δ – угловой интервал корреляции ошибок. При дальнейшем уменьшении φ ошибки быстро возрастают и могут в десятки и сотни раз превышать величину δ. Поэтому при навигации по горизонту необходимо обеспечить захват дуги горизонта не менее ~100°.

4. Оценка точности навигационных измерений по горизонту Луны проводилась по модельным изображениям Луны. В диапазоне высот 50-200 км среднеквадратические ошибки оценки координат подспутниковой точки составили 1-6 км, а высоты КА – 2-3 км в зависимости от высоты и угла между плоскостью орбиты и направлением на Солнце.

ГЛАВА 3. ОПТИЧЕСКАЯ НАВИГАЦИЯ ПО КОНТРОЛЬНЫМ ТОЧКАМ И ОТНОСИТЕЛЬНЫМ ОРИЕНТИРАМ

3.1 Навигация по контрольным точкам (абсолютная навигация)

Под абсолютной оптической навигацией понимается навигация по контрольным точкам (КТ, Ground Control Points - GCP) – априорно выбранным ориентирам, эталонные изображения или модели которых привязаны к планетоцентрической системе координат. В отечественной литературе наряду с термином «контрольные точки» также используются термины «реперные точки», «опорные точки», а в иностранной - features, interest points, keypoints. При этом не всегда понятно, идет ли речь о картографически привязанных или априорно картографически непривязанных ориентирах. В данной работе в первом случае используется термин «контрольные точки», во втором – «относительные ориентиры».

Абсолютная оптическая навигация основана на распознавании на полученном изображении контрольных точек, определении вектора направления на них в ВСК, пересчете его в ПЦСК по данным об ориентации камеры и определении радиус-вектора КА $\mathbf{R}_{SC}$ в ПЦСК методом обратной засечки. Метод обратной засечки хорошо известен в фотограмметрии (Лобанов, 1984). Этот подход можно условно назвать «от карты к изображению».

Возможен и обратный подход «от изображения к карте», когда на полученном изображении выбираются хорошо локализуемые текстурные особенности, ищется их соответствие на фотокарте местности и осуществляется их картографическая привязка. Недостаток этого подхода для глобальной автономной оптической навигации на околопланетных орбитах состоит в необходимости использования больших объемов памяти для хранения полных фотокарт или топографических моделей поверхности исследуемого тела (для Луны – десятки гигабайт). Кроме того, поскольку высота выделенного на изображении ориентира до нахождения его на карте не известна (в отличие от

априорно выбранных КТ), требуется увеличение областей его поиска для учета эффекта параллакса при наклонном наблюдении ориентира. Поскольку отклонение рельефа поверхности Луны от референц-сферы может достигать ~10 км, необходимое расширение области поиска при наклонном наблюдении ориентира может достигать сравнимую величину, что значительно увеличит время бортовой обработки. По этим причинам этот подход больше подходит для навигации на небольших участках. Примером может быть навигация на заключительном этапе посадочных траекторий, где высота поверхности меняется мало, а ориентиры должны выбираться очень плотно (см. главу 6).

Приводимые в данном разделе соотношения не зависят от того, какой подход (от карты к изображению или от изображения к карте) использован для выбора КТ.

Пусть на изображении опознано N контрольных точек, положение которых в ПЦСК задается радиус-вектором $\mathbf{r_i}$ (i = 1,…,N) – см. Рисунок 3.1.

Пусть:

$\mathbf{L}_i = L_i\mathbf{e}_i = L_i\mathbf{T}_{PCSK\leftarrow VSK}\mathbf{e}_i^{VSK}$ – вектор от КА до i-ой КТ в ПЦСК,

где L_i – расстояние от КА до i-ой КТ,

$\mathbf{e}_i^{VSK}$ – единичный вектор направления на КТ, непосредственно определяемый во внутренней системе координат камеры с использованием результатов геометрической калибровки камеры,

$\mathbf{T}_{PCSK\leftarrow VSK}$ - матрица преобразования из ВСК в ПЦСК.

Тогда радиус-вектор i-ой КТ можно представить в виде:

$$\mathbf{r}_i = \mathbf{R}_{SC} + L_i\mathbf{e}_i = \mathbf{R}_{SC} + L_i\mathbf{T}_{PCSK\leftarrow VSK}\mathbf{e}_i^{VSK} \qquad (3.1)$$

Рассмотрим случаи, когда ориентация камеры (матрица $\mathbf{T}_{PCSK\leftarrow VSK}$) измеряется независимо и когда она должна определяться одновременно с радиус-вектором КА.

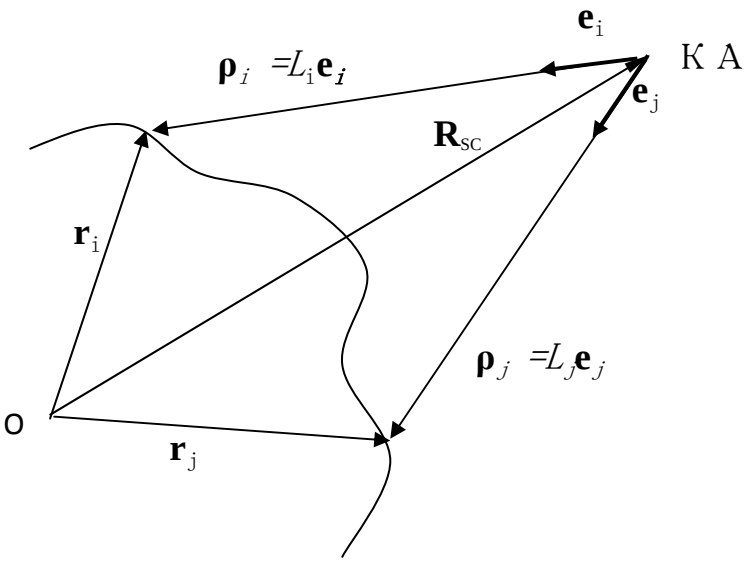


Рисунок 3.1. Геометрия навигации по контрольным точкам

3.1.1. Случай независимого измерения ориентации камеры

Пусть ориентации камеры в ПЦСК, описываемая матрицей перехода $\mathbf{T}_{PCSK \leftarrow VSK}$, известна по независимым измерениям ориентации КА звездными или инерциальными датчиками и по привязке измерений к абсолютному времени. Эти данные используются для пересчета векторов наблюдения КТ из ВСК в ПЦСК: $\mathbf{e}_i = T_{PCSK \leftarrow VSK} \mathbf{e}_i^{VSK}$. В этом случае в системе N векторных, т.е. 3N скалярных уравнений (3.1) неизвестными являются 3 компоненты вектора $\mathbf{R}_{SC}$ и N расстояний L_i до контрольных точек, т.е. 3+N скалярных параметра. При опознавании на изображении двух или более КТ система (3.1) может быть решена методом наименьших квадратов путем минимизации целевой функции

$$F = \sum_i \left(\mathbf{R}_{SC} + L_i \mathbf{e}_i - \mathbf{r}_i\right)^2 .$$

Здесь измерения считаются равноточными.

Получаемая в результате система нормальных уравнений имеет вид:

$$\left(\mathbf{R}_{SC} + L_i \mathbf{e}_i - \mathbf{r}_i\right)\mathbf{e}_i = 0, \ (\mathrm{i} = 1,\ldots,\mathrm{N}) \qquad (3.2)$$

Выразив L_i через $\mathbf{R}_{SC}$:

$$L_i = \mathbf{r}_i\mathbf{e}_i - \mathbf{R}_{SC}\mathbf{e}_i,$$

и подставив в первое уравнение в (3.1), получим векторное уравнение для $\mathbf{R}_{SC}$:

$$N\mathbf{R}_{SC} - \sum_i (\mathbf{R}_{SC}\mathbf{e}_i)\mathbf{e}_i = \sum_i \left(\mathbf{r}_i - (\mathbf{r}_i\mathbf{e}_i)\mathbf{e}_i\right),$$

которое можно переписать в матричном виде

$$\mathbf{A}\mathbf{R}_{SC} = \mathbf{b}, \tag{3.3}$$

где

$$\mathbf{A} = \begin{pmatrix} N - \sum_i e_{ix}^2 & -\sum_i e_{ix}e_{iy} & -\sum_i e_{ix}e_{iz} \\ -\sum_i e_{iy}e_{ix} & N - \sum_i e_{iy}^2 & -\sum_i e_{iy}e_{iz} \\ -\sum_i e_{iz}e_{ix} & -\sum_i e_{iz}e_{iy} & N - \sum_i e_{iz}^2 \end{pmatrix}, \tag{3.4}$$

$$\mathbf{b} = \begin{pmatrix} \sum_i \left(x_i - (\mathbf{r}_i\mathbf{e}_i)e_{ix}\right) \\ \sum_i \left(y_i - (\mathbf{r}_i\mathbf{e}_i)e_{iy}\right) \\ \sum_i \left(z_i - (\mathbf{r}_i\mathbf{e}_i)e_{iz}\right) \end{pmatrix} \tag{3.5}$$

Решение уравнения (3.3) имеет вид

$$\mathbf{R}_{SC} = \mathbf{A}^{-1}\mathbf{b}, \tag{3.6}$$

где $\mathbf{A}^{-1}$ – матрица, обратная матрице $\mathbf{A}$.

Ковариационная матрица вектора $\mathbf{R}_{SC}$ находится как:

$$\mathrm{cov}(\mathbf{R}_{SC}) = \mathbf{A}^{-1}\sigma^2. \tag{3.7}$$

Здесь

$$\sigma^2 = \frac{1}{2N-3}\sum_i \left(\mathbf{R}_{SC} + L_i\mathbf{e}_i - \mathbf{r}_i\right)^2 \tag{3.8}$$

есть квадрат оценки среднеквадратической ошибки (СКО) измерения координат КТ, $L_i = \mathbf{e}_i(\mathbf{r}_i - \mathbf{R}_{SC})$ – оценка расстояния до i-ой КТ, $2N$-3 – число степеней свободы системы уравнений (3.1) ($3N$ уравнений минус N+3 оцениваемых параметра: 3 компоненты радиус-вектора КА и N расстояний до КТ).

Для оценки потенциальной точности абсолютной навигации предположим, что КТ образуют на поверхности равномерную сетку. Пусть СКО определения координат КТ, которая складывается из априорной ошибки привязки центра КТ к

ПЦСК и ошибки определения его положения на изображении, равна σ. Для этого случая отношение СКО оценки координат КА к σ показано на Рисунке 3.2 в зависимости от угла засечки (углового размера стороны наблюдаемого квадрата КТ) и числа КТ. Ошибки оценки горизонтальных координат КА убывают с увеличением числа КТ и возрастают с увеличением угла засечки, но не превышают σ. Ошибки оценки вертикальной компоненты $\mathbf{R}_{SC}$ также убывают при увеличении числа КТ, однако быстро возрастают при уменьшении угла засечки и при углах засечки менее 20° могут на порядок и более превышать ошибки оценки горизонтальных координат.

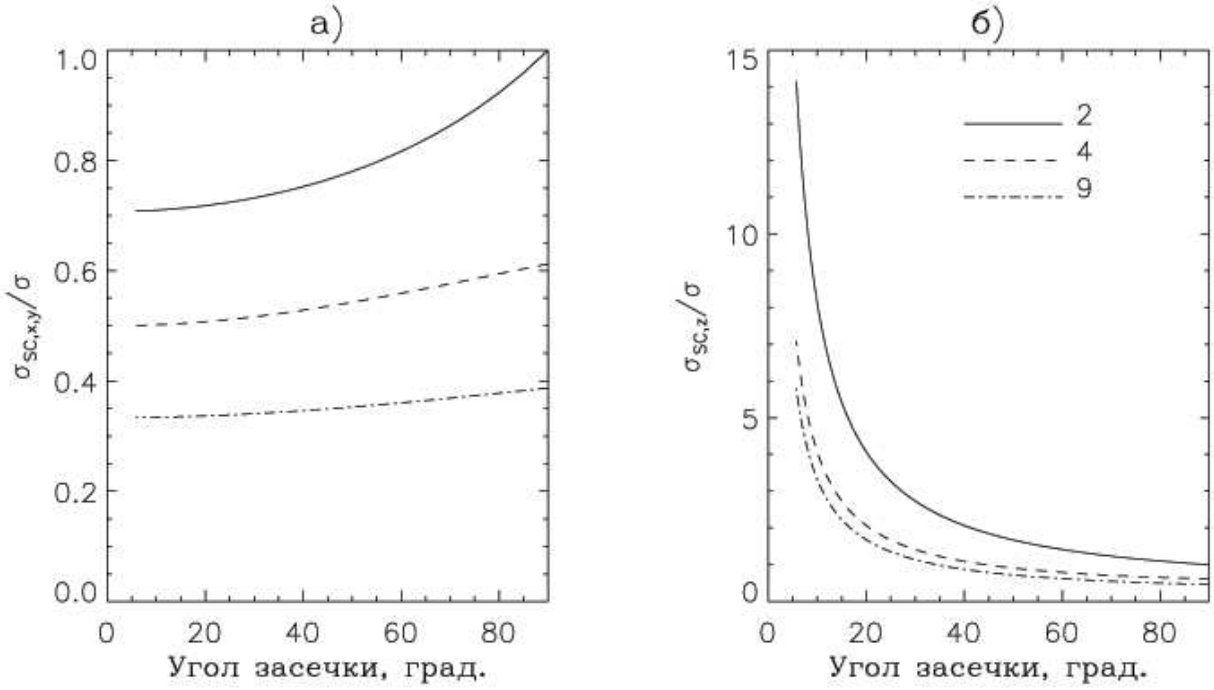


Рисунок 3.2. Среднеквадратические ошибки оценок горизонтальных (а) и вертикальной (б) компонент радиус-вектора КА в зависимости от угла засечки и числа распознанных КТ (цифры у кривых) (по отношению к ошибке координат КТ)

3.1.2. Одновременная оценка положения КА и ориентации камеры

Если ориентация камеры неизвестна, в систему (3.1) добавляются еще три неизвестных параметра – углы ориентации камеры в ПЦСК, определяющие

матрицу $\mathbf{T}_{PCSK \leftarrow VSK}$. В этом случае число неизвестных параметров увеличивается до 6+N, для нахождения которых требуется использование не менее 3-х КТ. Решение системы (3.1) в этом случае может проводиться с помощью итераций нелинейного МНК. Для ускорения сходимости итераций может быть использован метод Левенберга-Марквардта (Гилл и др., 1985).

При малых полях зрения камеры (т.е. малом угловом расстоянии между КТ) оценки пространственных и угловых параметров очевидно сильно коррелируют друг с другом, поскольку развороты и смещения КА, перпендикулярные оси разворота, приводят к похожим смещениям КТ на изображении.

Оценим, какой должно быть поле зрения камеры, чтобы эти переменные можно было удовлетворительно разделить. Рассмотрим практически важный случай, когда камера находится в надирной ориентации, и для удобства будем рассматривать решение системы (3.1) в надирной системе координат. Пусть α, β, γ – малые углы поворота вокруг осей X, Y и Z ВСК для перехода в надирную систему координат (Рисунок 3.3). В силу малости углов порядок поворотов не имеет значения.

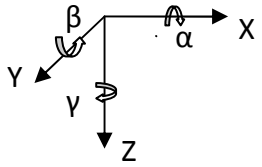


Рисунок 3.3. К корреляции смещений КА и углов поворота ВСК

В этом случае матрицу ориентации с точностью до членов первого порядка малости можно записать в виде

$$\mathbf{T} = \mathbf{T}_x(\alpha)\mathbf{T}_y(\beta)\mathbf{T}_z(\gamma) = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & \alpha \\ 0 & -\alpha & 1 \end{pmatrix}\begin{pmatrix} 1 & 0 & -\beta \\ 0 & 1 & 0 \\ \beta & 0 & 1 \end{pmatrix}\begin{pmatrix} 1 & \gamma & 0 \\ -\gamma & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & \gamma & -\beta \\ -\gamma & 1 & \alpha \\ \beta & -\alpha & 1 \end{pmatrix} \qquad (3.9)$$

где $\mathbf{T}_x$, $\mathbf{T}_y$, $\mathbf{T}_z$ – матрицы поворота вокруг осей X, Y и Z.

В качестве начального приближения примем значения $\mathbf{R}_{SC}^0$ и L_i^0, получаемые при нулевых значениях углов α, β, γ. Далее находим поправки путем минимизации невязок системы уравнений (3.1):

$$\Delta\mathbf{r}_i = \mathbf{r}_i - \mathbf{R}_{SC}^0 - L_i^0\mathbf{e}_i = \Delta\mathbf{r}_{SC} + \Delta L_i\mathbf{e}_i + L_i^0\frac{\partial\mathbf{T}}{\partial\alpha}\mathbf{e}_i\alpha + L_i^0\frac{\partial\mathbf{T}}{\partial\beta}\mathbf{e}_i\beta + L_i^0\frac{\partial\mathbf{T}}{\partial\gamma}\mathbf{e}_i\gamma,$$

которые с учетом (3.9) примут вид

$$\Delta\mathbf{r}_i = \mathbf{r}_i - \mathbf{R}_{SC}^0 - L_i^0\mathbf{e}_i = \begin{pmatrix}\Delta x_{SC}\\ \Delta y_{SC}\\ \Delta z_{SC}\end{pmatrix} + \Delta L_i\begin{pmatrix}e_{ix}\\ e_{iy}\\ e_{iz}\end{pmatrix} + L_i^0\begin{pmatrix}0\\ e_{iz}\\ -e_{iy}\end{pmatrix}\alpha + L_i^0\begin{pmatrix}-e_{iz}\\ 0\\ e_{ix}\end{pmatrix}\beta + L_i^0\begin{pmatrix}e_{iy}\\ -e_{ix}\\ 0\end{pmatrix}\gamma, \qquad (3.10)$$

Рассмотрим в качестве примера случай, когда распознано 4 КТ по осям X, Y, - X, - Y, наблюдаемых под углом θ к оптической оси. В этом случае расстояния до них одинаковы и равны L, а вектора наблюдения равны $\mathbf{e}_1 = (\sin\vartheta, 0, \cos\vartheta)$, $\mathbf{e}_2 = (0, \sin\vartheta, \cos\vartheta)$, $\mathbf{e}_3 = (-\sin\vartheta, 0, \cos\vartheta)$, $\mathbf{e}_4 = (0, -\sin\vartheta, \cos\vartheta)$. Нормируя $\Delta\mathbf{r}_{SC}$ и ΔL_i^0 на L, получим конструкционную матрицы системы уравнений (3.10):

$$\mathbf{C} = \begin{pmatrix}
\begin{pmatrix}1&0&0\\0&1&0\\0&0&1\end{pmatrix}\begin{pmatrix}\sin\vartheta\\0\\\cos\vartheta\end{pmatrix}\begin{pmatrix}0\\0\\0\end{pmatrix}\begin{pmatrix}0\\0\\0\end{pmatrix}\begin{pmatrix}0\\0\\0\end{pmatrix}\begin{pmatrix}0\\\cos\vartheta\\0\end{pmatrix}\begin{pmatrix}-\cos\vartheta\\0\\\sin\vartheta\end{pmatrix}\begin{pmatrix}0\\-\sin\vartheta\\0\end{pmatrix}\\
\begin{pmatrix}1&0&0\\0&1&0\\0&0&1\end{pmatrix}\begin{pmatrix}0\\0\\0\end{pmatrix}\begin{pmatrix}0\\\sin\vartheta\\\cos\vartheta\end{pmatrix}\begin{pmatrix}0\\0\\0\end{pmatrix}\begin{pmatrix}0\\0\\0\end{pmatrix}\begin{pmatrix}0\\\cos\vartheta\\-\sin\vartheta\end{pmatrix}\begin{pmatrix}-\cos\vartheta\\0\\0\end{pmatrix}\begin{pmatrix}\sin\vartheta\\0\\0\end{pmatrix}\\
\begin{pmatrix}1&0&0\\0&1&0\\0&0&1\end{pmatrix}\begin{pmatrix}0\\0\\0\end{pmatrix}\begin{pmatrix}0\\0\\0\end{pmatrix}\begin{pmatrix}-\sin\vartheta\\0\\\cos\vartheta\end{pmatrix}\begin{pmatrix}0\\0\\0\end{pmatrix}\begin{pmatrix}0\\\cos\vartheta\\0\end{pmatrix}\begin{pmatrix}-\cos\vartheta\\0\\-\sin\vartheta\end{pmatrix}\begin{pmatrix}0\\\sin\vartheta\\0\end{pmatrix}\\
\begin{pmatrix}1&0&0\\0&1&0\\0&0&1\end{pmatrix}\begin{pmatrix}0\\0\\0\end{pmatrix}\begin{pmatrix}0\\0\\0\end{pmatrix}\begin{pmatrix}0\\0\\0\end{pmatrix}\begin{pmatrix}0\\-\sin\vartheta\\\cos\vartheta\end{pmatrix}\begin{pmatrix}0\\\cos\vartheta\\\sin\vartheta\end{pmatrix}\begin{pmatrix}-\cos\vartheta\\0\\0\end{pmatrix}\begin{pmatrix}-\sin\vartheta\\0\\0\end{pmatrix}
\end{pmatrix} \qquad (3.11)$$

Считая измерения координат КТ независимыми с СКО σ, получим ковариационную матрицу ошибок для нормированных переменных:

$\mathbf{cov} = \mathbf{A}^{-1}\sigma^2/L^2$, где $\mathbf{A} = \mathbf{C}^T\mathbf{C}$.

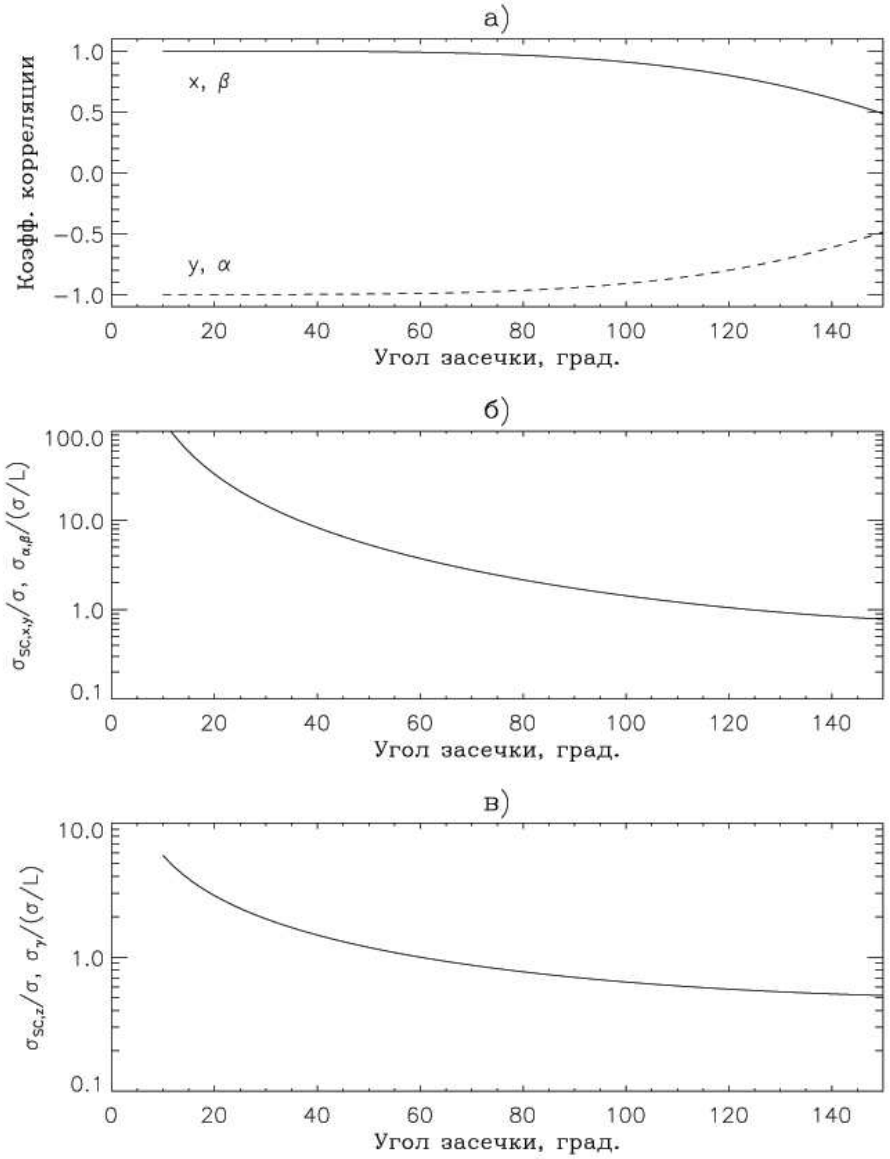


Рисунок 3.4. Коэффициент корреляции между координатой КА x и углом β и между координатой КА y и углом α (а), среднеквадратические ошибки оценки координат x, y и углов α и β (б) и среднеквадратические ошибки оценки координаты z и угла γ (в) в зависимости от угла засечки

Рисунок 3.4а подтверждает, что существует сильная положительная корреляция между координатой x и углом вращения β вокруг оси y и сильная отрицательная корреляция между координатой y и углом вращения α вокруг оси x вплоть до нереально больших углов засечки ~150º (в данном случае угол засечки равен 2θ). Между другими парами координат и углов корреляция отсутствует.

Среднеквадратические ошибки оценки координат КА *x* и *y*, отнесенные к σ, и среднеквадратические ошибки углов α и β, отнесенные к σ/L, в данном случае совпадают (Рисунок.3.4б). Вследствие указанной корреляции они резко возрастают при уменьшении угла засечки. По сравнению со случаем независимых измерений ориентации для четырех КТ (Рисунок 3.2а) СКО оценки горизонтальных координат возрастает почти в 4 раза при угле засечки 80º и больше, чем на порядок при угле засечки 40º.

СКО оценки вертикальной координаты *z* при одновременной оценке ориентации в данном случае возрастает на 20-30% (Рисунок 3.4в).

3.2. Относительная навигация

Относительная навигация может использоваться в случае, когда в поле зрения камеры не попадает достаточного числа КТ. В этом случае для определения орбиты можно использовать смещение на последовательных изображениях относительных ориентиров, т.е. ориентиров, выбираемых на самом изображении и априорно не привязанных к ПЦСК (Рисунок 3.5).

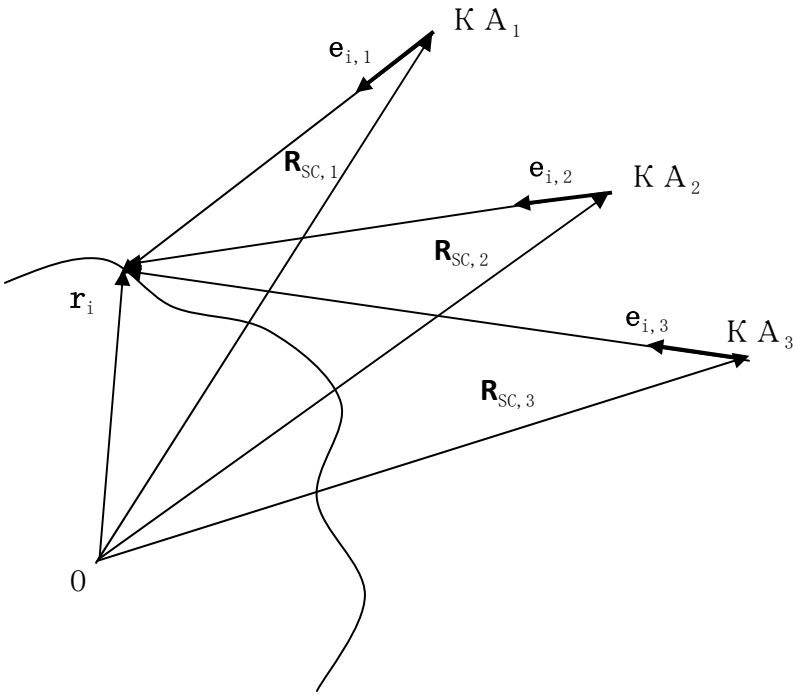


Рисунок 3.5. Геометрия относительной навигации

Для того, чтобы ориентир мог быть использован для уточнения орбиты, он должен наблюдаться, по крайней мере, на трех последовательных изображениях, полученных при трех различных положениях КА. При наблюдении ориентира на первых двух изображениях может быть оценен радиус-вектор ориентира в ПЦСК $\mathbf{r}_i$ с использованием известного положения КА в момент получения этих изображений $\mathbf{R}_{SC,1}$ и $\mathbf{R}_{SC,2}$ и единичных векторов направления на ориентир $\mathbf{e}_{i,1}$ и $\mathbf{e}_{i,2}$. Измерение положения ориентира на третьем изображениях позволяет определить направление на КА из ориентира в ПЦСК, который является уже привязанным в ПЦСК по результатам первых двух измерений и может далее формально использоваться как КТ. При наблюдении двух ориентиров на трех изображениях возможна независимая оценка положения КА в момент получения третьего изображения $\mathbf{R}_{SC,3}$. При наблюдении ориентира на большем числе изображений и при увеличении числа ориентиров повышается как точность локализации ориентиров, так и точность определения орбиты.

Критическим моментом для относительной навигации является знание положения КА на первых двух изображениях, т.к. иначе все измерения останутся относительными. Эта проблема не возникает, если определение положения КА в момент получения первых изображений проводится по КТ. Поэтому целесообразно использовать комбинированную абсолютную и относительную навигацию, когда на изображении параллельно ищутся КТ и относительные ориентиры. Если находится достаточное количество КТ, по ним определяется положение КА и осуществляется картографическая привязка относительных ориентиров и ее уточнение по мере накопления абсолютных измерений. При отсутствии достаточного количества КТ на очередном изображении навигационные измерения проводятся по относительным ориентирам, которые к тому моменту прошли картографическую привязку.

Если на начальном этапе отсутствует достаточное количество КТ, начальное положение КА следует определять из баллистического прогноза.

Недостатком относительной навигации является накопление ошибок,

которое проходит пропорционально $\sqrt{N_{mes}}$, где N_{mes} – число измерений.

3.3. Анализ методов выбора и распознавания ориентиров

3.3.1. Общий подход

Задача навигации по абсолютным или относительным ориентирам, прежде всего, требует решить задачу выбора и установления соответствия ориентиров на разных изображениях, для чего необходимо определить:

- критерии выбора ориентиров,
- дескрипторы, описывающие ориентир и метод их сравнения.

В аналогичных задачах технического зрения предложено большое количество различных критериев выбора ориентиров и их дескрипторов. Ниже рассматриваются и анализируются методы, наиболее часто используемые в настоящее время, и оценивается их перспективность для решения задач автономной оптической навигации КА на околопланетных орбитах. В цитируемых ниже работах также приводятся детальные обзоры большого количества более старых и реже применяемых методов.

Ориентиры должны удовлетворять требованиям хорошей распознаваемости. В задачах технического зрения также часто предъявляются требования инвариантности дескрипторов ориентиров к поворотам, изменению масштаба и проективным искажениям (т.е. аффинным преобразованиям). Дескрипторы, инвариантные к поворотам, рассматриваются, например, в работах (Schmid and Mohr, 1997; Визильтер и др., 2010), инвариантные к аффинным преобразованиям - в работах (Mikolajczyk and Schmid, 2002; Mindru et al, 2004; Mikolajczyk et al, 2005). Их недостаток – недостаточная детальность описания ориентира для его однозначной идентификации.

Более перспективным представляется подход, когда указанная инвариантность достигается не путем использования инвариантных

дескрипторов, а алгоритмическими средствами. В общем случае инвариантность к аффинным преобразованиям может быть достигнута путем МНК-подгонки изображений с соответствующими свободными параметрами, как продемонстрировано, в частности, автором в работе (Polyansky, Zhukov et al, 2018). Недостаток этого подхода – его относительно высокая вычислительная сложность, что затрудняет его применение на маломощных бортовых процессорах.

В алгоритме SIFT (Lowe, 2004) и в построенном на аналогичных принципах, но оптимизированном в вычислительном отношении алгоритме SURF (Bay et al, 2008) инвариантность к изменению масштаба достигается путем определения ориентира на многомасштабной пирамиде изображений, инвариантность к поворотам - путем определения преобладающего направления градиентов в области определения ориентира, а пониженная чувствительность к геометрическим искажениям – путем использования распределенных дескрипторов.

Необходимо отметить, что удовлетворение указанным требованиям инвариантности существенно увеличивает требования к вычислительным ресурсам и значительно уменьшает надежность распознавания по сравнению со случаем, когда масштаб, поворот и углы наклона съемочной системы определяются независимо. Как будет показано ниже, требования к точности априорного задания указанных параметров для надежного распознавания ориентиров относительно невысокие. Поэтому в штатной ситуации для автономной космической навигации целесообразно использовать подход, основанный на независимом измерении ориентации камеры системой ориентации КА и грубой предварительной оценке положения и высоты КА по наблюдениям горизонта и/или по баллистической информации.

Возможность использования алгоритмов, инвариантных к изменению масштаба, поворотам и перспективным преобразованиям, следует предусмотреть для нештатных ситуаций, когда измерения ориентации и/или баллистический прогноз отсутствуют.

Вместе с тем, вследствие необходимости распознавания КТ с разных высот, а также для применения иерархических методов поиска ориентиров необходимо и при наличии независимых оценок высоты использовать многомасштабную пирамиду изображений (дескрипторов). Однако в данном случае речь идет о выборе наиболее близкого разрешения дескриптора к разрешению полученного изображения для интерполяции изображения на разрешение дескриптора. При этом достаточен коэффициент изменения масштаба уровней пирамиды в 2 раза, обеспечивающий интерполяцию изображений к ближайшему уровню пирамиды с коэффициентом не более $\sqrt{2}$. При этом ошибки интерполяции несущественно влияют на точность распознавания. Более того, сглаживание изображений при интерполяции в данном случае является положительным эффектом.

В общем случае сглаживание изображений используется в алгоритмах распознавания для повышения их устойчивости к дискретной структуре изображения. Например, в алгоритме SIFT предварительное сглаживание проводится гауссовой функцией с $\sigma = 1{,}6$ пикселя, в алгоритме SURF – с $\sigma = 1{,}2$ пикселя. С учетом реальной функции рассеяния точки (ФРТ) системы и сглаживания при указанной интерполяции в дополнительном сглаживании может и не быть необходимости, что позволит сократить вычислительные затраты при бортовой обработке.

В следующих подразделах данного раздела более подробно анализируются критерии выбора ориентиров и их дескрипторов и обсуждается возможность их адаптации к задачам автономной оптической навигации КА.

3.3.2. Критерии априорного выбора контрольных точек

Поскольку контрольные точки выбираются априорно на Земле, в данном случае вычислительная сложность не имеет значения – важно, чтобы КТ отличались хорошей распознаваемостью и хорошей локализуемостью, т.е. высокой чувствительностью изображения КТ к сдвигу в любом направлении.

Для оптимизации локазизуемости рассматривается взвешенное

квадратическое изменение яркости окна при небольшом смещении на *dx*, *d*y (Forstner, 1982; Harris and Stephens, 1988):

$$D = \sum_{x,y} w(x,y)\big(I(x+dx, y+dy) - I(x,y)\big)^2 = \sum_{x,y} w(x,y)\big(I_x(x,y)dx + I_y(x,y)dy\big)^2 = \\ = \big\langle I_x^2 \big\rangle dx^2 + 2\big\langle I_x I_y \big\rangle dxdy + \big\langle I_y^2 \big\rangle dy^2 \qquad (3.12)$$

где $I_x(x,y) = I(x+1,y) - I(x-1,y)$, $I_y(x,y) = I(x,y+1) - I(x,y-1)$ - частные производные яркости изображения по направлению строк и столбцов, усреднение производится по окну определения КТ, весовую функцию $w(x,y)$ можно выбрать изотропной гауссовой с σ = 1,2-1,6 для сглаживания и обеспечения изотропной чувствительности критерия.

При заданном D уравнение (3.12) представляет собой уравнение эллипса. Направления его главных осей задаются собственными векторами матрицы

$$\mathbf{M} = \begin{pmatrix} \big\langle I_x^2 \big\rangle & \big\langle I_x I_y \big\rangle \\ \big\langle I_x I_y \big\rangle & \big\langle I_y^2 \big\rangle \end{pmatrix},$$

а главные полуоси равны $\sqrt{D/\lambda_{\min}}$ и $\sqrt{D/\lambda_{\max}}$, где $\lambda_{\min}$ и $\lambda_{\max}$ - собственные значения матрицы **M**. Чувствительность изображения КТ к смещениям наиболее слаба при смещении в направлении большей оси указанного эллипса, соответствующей $\lambda_{\min}$. Эта чувствительность тем больше, чем меньше размер большой полуоси, т.е. чем больше $\lambda_{\min}$. Поэтому в качестве критерия выбора КТ можно принять $\lambda_{\min}$, которое вычисляется как

$$\lambda_{\min} = \frac{1}{2}\left(\big\langle I_x^2 \big\rangle + \big\langle I_y^2 \big\rangle - \sqrt{\big(\big\langle I_x^2 \big\rangle - \big\langle I_x^2 \big\rangle\big)^2 + 4\big\langle I_x I_y \big\rangle^2}\right). \qquad (3.13)$$

В оригинальной работе (Harris and Stephens, 1988) из-за нежелания увеличивать вычислительные затраты при вычислении квадратного корня предложен производный критерий, который обычно и называется критерием Харриса:

$$R = \det(\mathbf{M}) - k\,\mathrm{tr}^2(\mathbf{M}) = \lambda_{\min}\lambda_{\max} - k(\lambda_{\min} + \lambda_{\max})^2 = \\ = \left\langle I_x^2 \right\rangle \left\langle I_y^2 \right\rangle - \left\langle I_x I_y \right\rangle^2 - k\left(\left\langle I_x^2 \right\rangle + \left\langle I_y^2 \right\rangle\right)^2 \quad (3.14)$$

где $\det(\mathbf{M}) = \lambda_{\min}\lambda_{\max}$ - определитель матрицы **M,** $\mathrm{tr}(\mathbf{M}) = \lambda_{\min} + \lambda_{\max}$ - ее след (оба параметра инвариантны к поворотам системы координат), *k* обычно выбирается в диапазоне 0.04-0.15.

Предложен также удобный непараметрический критерий

$$\det(\mathbf{M}) / tr(\mathbf{M}) = \frac{\lambda_{\min}\lambda_{\max}}{\lambda_{\min} + \lambda_{\max}}, \quad (3.15)$$

который близок к $\lambda_{\min}$ при $\lambda_{\min} << \lambda_{\max}$.

При формировании каталогов КТ на Земле нет смысла экономить время на вычисление квадратного корня. Поэтому для выбора КТ целесообразно непосредственно использоваться критерий $\lambda_{\min}$. Хотя по сути он является исходным вариантом критерия Харриса, в литературе он обычно называется критерием Shi-Tomasi, поскольку в явном виде он был использован в работе (Shi and Tomasi, 1994).

Ниже все рассмотренные варианты критерия Харриса будут для краткости называться критерием Харриса. Они являются естественным обобщением более раннего критерия Моравека (Moravec, 1980), в котором проверка градиентов проводится только вдоль строк, столбцов и диагоналей изображения и который поэтому может выбирать ориентиры на линейных границах объектов, не совпадающие с этими направлениями.

Поскольку критерий Харриса максимизируются на изображениях угловых структур, он обычно относится в детекторам углов (corner detectors). Однако важно отметить, что он является оптимальным на изображениях любой текстуры для максимизации чувствительности изображения КТ к смещениям по «наихудшему» направлению..

3.3.3. Критерии выбора относительных ориентиров

Относительные ориентиры должны выбираться на получаемых изображениях в реальном времени. Поэтому в данном случае следует использовать более простые в вычислительном отношении критерии, чем критерий Харриса. Прежде всего, это критерии, основанные на максимизации вторых производных яркости, которые позволяют выделить локальные максимумы или минимумы яркости – пятна на изображении (так называемые детекторы пятен - blob detectors). Для этого используются:

- оператор Лапласа: $L = I_{xx} + I_{yy}$, например, в алгоритме SIFT (Lowe, 2004) или в ПАО ТССН на КА «Фобос-Грунт» (Гришин, 2009),

- определитель матрицы Гессе: $\det \mathbf{H} = I_{xx} I_{yy} - I_{xy}^{\ 2}$, например, в алгоритме SURF (Bay et al, 2008).

Поскольку гессиан инвариантен к поворотам (он равен произведению его собственных значений, т.е. вторым производным по главным направлениям), он позволяет лучше, чем лапласиан отсеивать вытянутые структуры, не совпадающие с направлением строк и столбцов. Для его быстрого вычисления в алгоритме SURF предложены маски, показанные на Рисунке 3.6. При этом вычисление вторых производных совмещается со сглаживанием изображения. При использовании этих масок гессиан рассчитывается как $\det \mathbf{H} = I_{xx} I_{yy} - \left(0.9 I_{xy}\right)^2$.

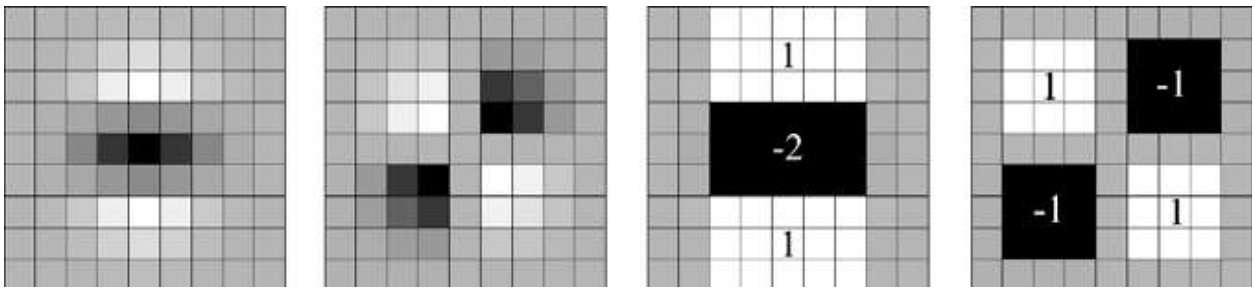


Рисунок 3.6. Маски для вычисления I_{yy} и I_{xy} при расчете определителя гессиана: слева исходные маски при сглаживании гауссовой функцией, справа – их аппроксимация в алгоритме SURF (Bay et al, 2008)

На резких границах двух объектов, где операторы, основанные на первой производной (в частности, оператор Харриса), показывают максимум, операторы, основанные на второй производной, показывают двойной максимум (по абсолютной величине).

Среди популярных критериев выбора ориентиров следует упомянуть также критерий FAST (Rosten et al, 2010), который выбирает ориентир (угол), если 12 смежных пикселей из 16 на окружности диаметром 7 пикс. ярче или темнее центрального пикселя (Рисунок 3.7). Критерий выбора – сумма отклонений яркости указанных пикселей от центрального. Параметры алгоритма могут оптимизироваться в процессе обучения на сценах заданного типа. Основное достоинство метода – быстрота выполнения, которую можно еще увеличить предварительной проверкой пикселей 1, 5, 9 и 13. Его недостатки – чувствительность к шуму и недостаточное качество выбираемых ориентиров.

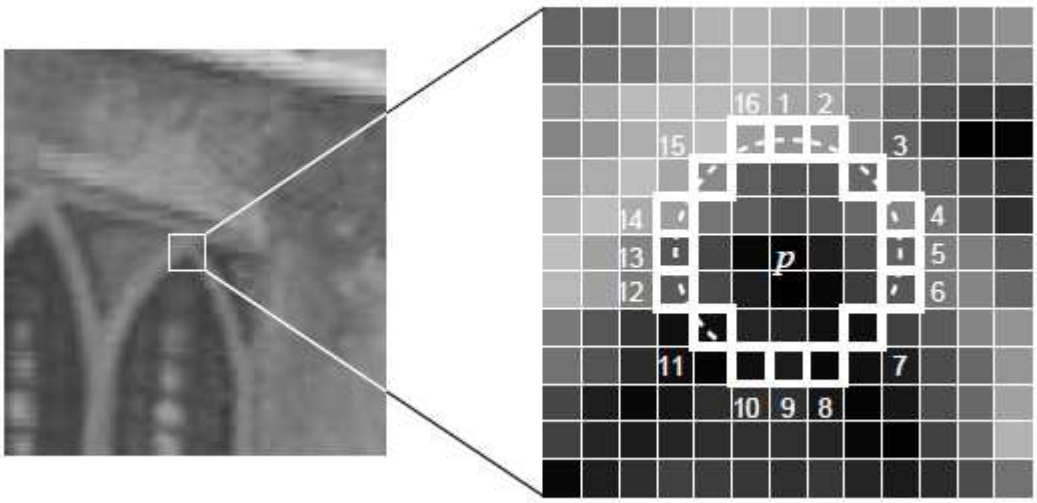


Рисунок 3.7. Схема выбора ориентиров по критерию FAST (Rosten et al, 2010)

3.3.4. Сравнительный анализ критериев выбора ориентиров

Особенности рассмотренных критериев выбора ориентиров

анализировались на типичных изображениях лунной поверхности. Для примера на Рисунке 3.8 показано изображение Луны, полученное камерой NAC/LROC к северу от кратера Богуславский. Слева на Рисунке 3.9 показано распределение рассмотренных критериев по указанному изображению. Все изображение разбивалось на окна размером 64 x 64 пикселя и в каждом окне выбиралась КТ, максимизирующая указанные критерии. Эталонные изображения выбранных КТ показаны справа на Рисунке 3.9. На Рисунке 3.10 показаны увеличенные эталонные изображения КТ, приведенные в правом нижнем углу соответствующих изображений на Рисунке 3.9. Можно отметить, что в большинстве случаев ориентиры, выбранные по рассматриваемым критериям, совпадают или похожи. Однако, как показывает Рисунок 3.10, качество ряда КТ, выбранных с помощью гессиана, и особенно по критерию FAST значительно ниже, чем выбранным по критерию Харриса – они значительно меньше чувствительны к смещению вдоль строк изображения (эти КТ указаны стрелками).

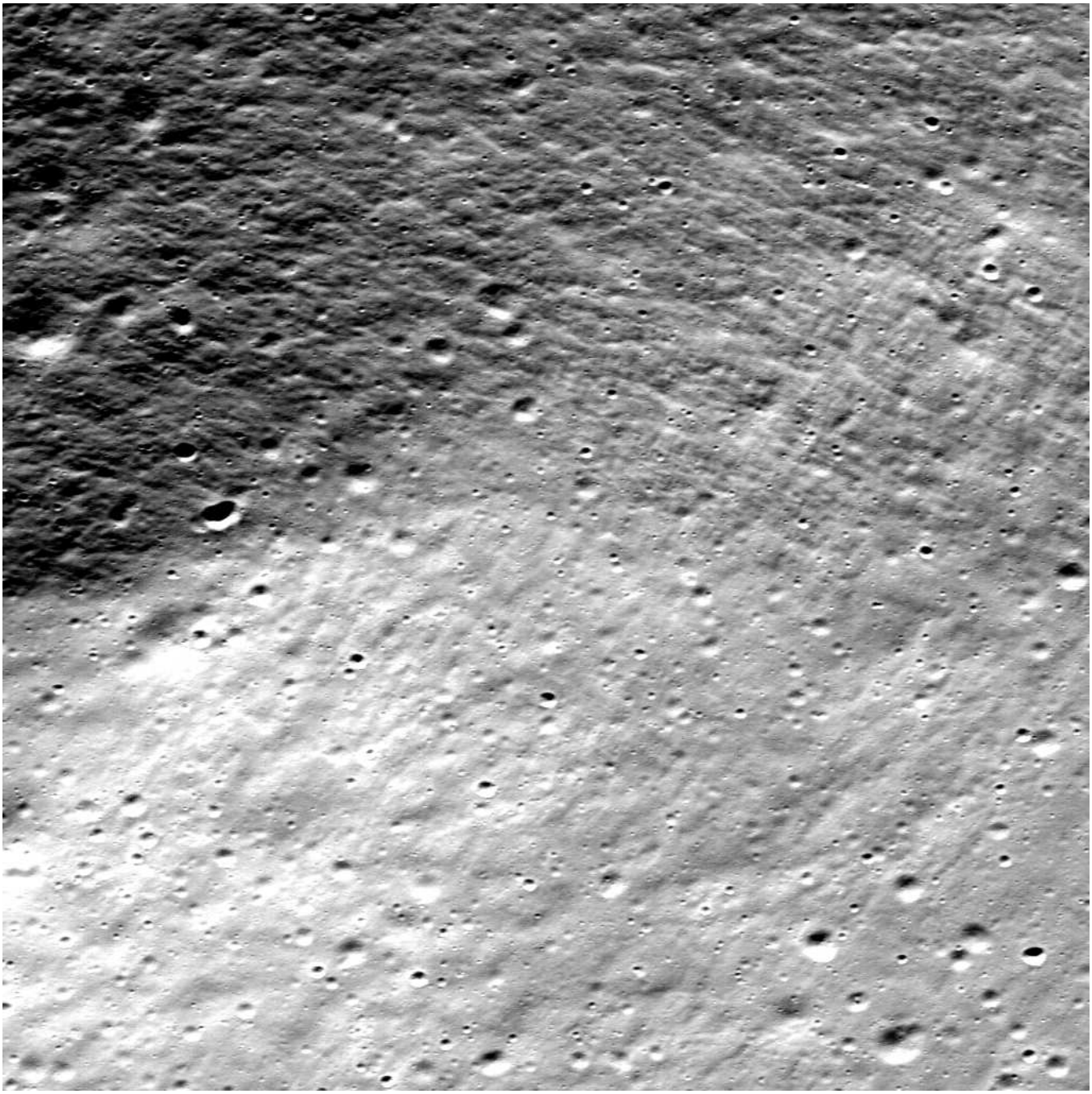


Рисунок 3.8 Изображение поверхности Луны к северу от кратера Богуславский, полученное камерой NAC/LROC на КА LRO

Харрис

Гессиан

FAST

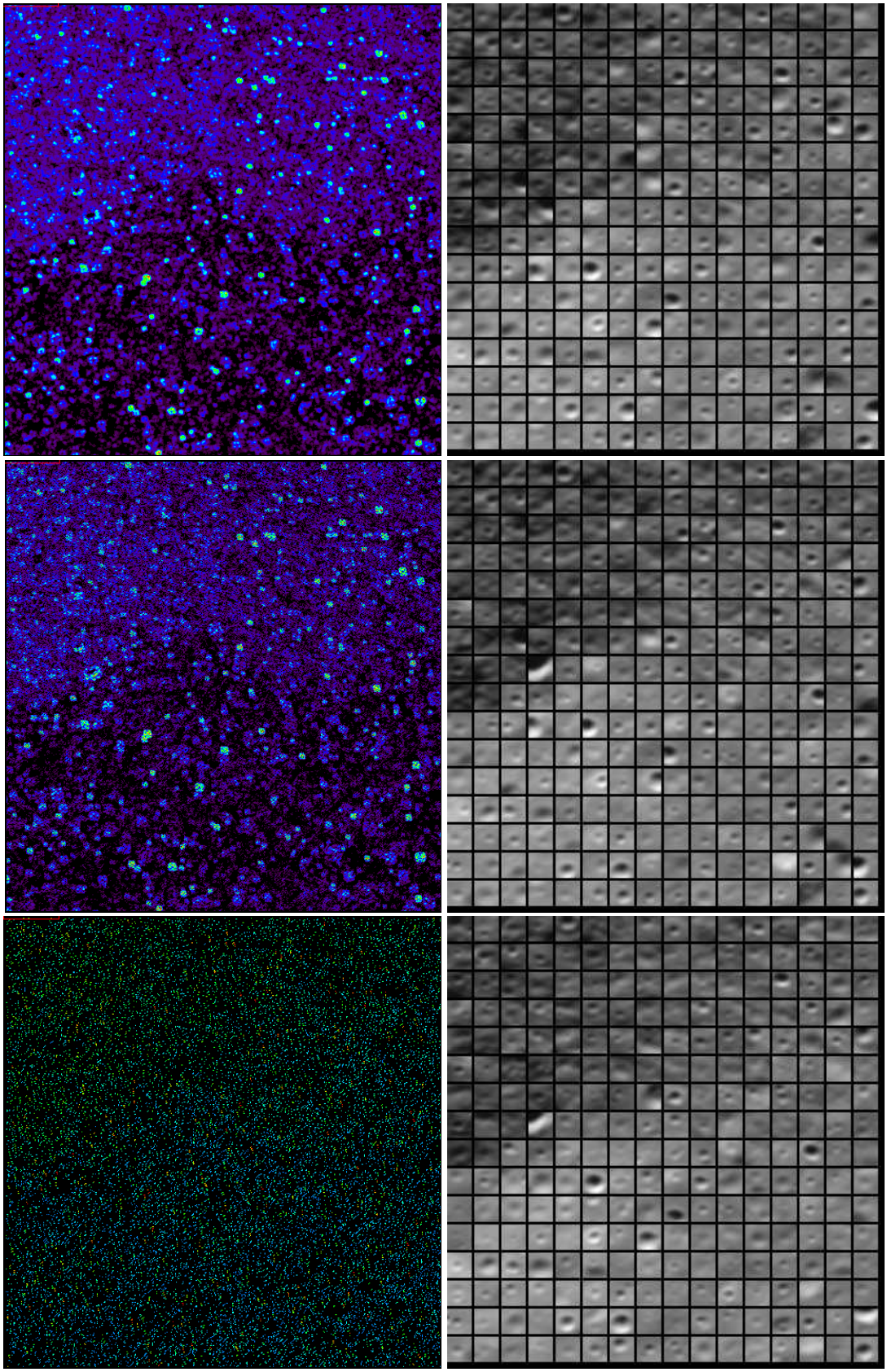
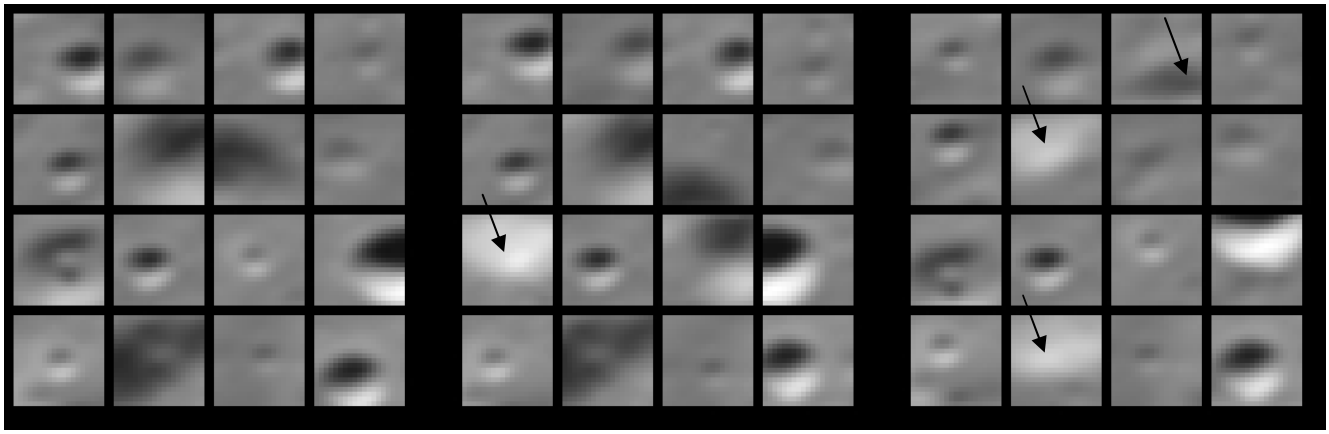


Рисунок 3.9 – Распределение значений критериев Харриса, гессиана и FAST на изображении на Рисунке 3.8 (слева) и эталонные изображения КТ, выбранных по этим критериям (справа); значения критериев кодированы в порядке увеличения цветом от синего до красного, низкие значения критериев - черным



Харрис Гессиан FAST

Рисунок 3.10. Эталонные изображения КТ, выбранные с помощью критериев Харриса, Гессиана и FAST (фрагмент Рисунка 3.9); стрелками показаны КТ, мало чувствительные к смещению вдоль строк изображения

3.3.5. Дескрипторы ориентиров

В простейшем случае в качестве дескриптора ориентира может использоваться само его эталонное изображение. В этом случае для сравнения ориентиров может использоваться квадрат нормализованного коэффициента корреляции:

$$R^2 = \frac{\left(\sum_{i,j}(x_{ij}-a_x)(y_{ij}-a_y)\right)^2}{\sum_{i,j}(x_{ij}-a_x)^2 D_y} = \frac{\left(\sum_{i,j}x_{ij}y_{ij}-na_xa_y\right)^2}{\left(\sum_{i,j}x_{ij}{}^2-na_x{}^2\right)D_y}, \qquad (3.16)$$

где x_{ij} и y_{ij} - полученное и эталонное изображение, a_x и a_y – их средние значения, D_y - дисперсия эталонного изображения. В случае априорно выбираемых КТ их параметры a_y и D_y для экономии вычислительных затрат хранятся в каталоге. Основные вычислительные затраты приходятся на вычисление суммы $\sum_{i,j}x_{ij}y_{ij}$ и дисперсии $\sum_{i,j}x_{ij}{}^2$ для каждой проверяемой точки области поиска, что требует $2N$

операций сложения и $2N$ операций умножения, где N – число пикселей в окне определения ориентира.

Основной недостаток коэффициента корреляции - относительно большой объем вычислений. При больших областях поиска КТ объем вычислений при расчете непосредственно функции корреляции можно уменьшить путем использования быстрого преобразования Фурье (БПФ). Однако в этом случае остается затратная операция на проецирование изображения в проекцию КТ с исходным разрешением. Поэтому в случае больших областей поиска целесообразнее применять иерархический подход, когда образ ориентира ищется сначала по загрубленному изображению, а потом уточняется по все более детальному (см. раздел 3.4). Иерархический подход поиска соответствия хорошо подходит и для других дескрипторов, где метод фурье-преобразования не применим.

В ПАО ТСНН на КА «Фобос-Грунт» использовался дескриптор ориентиров на основе коэффициентов Уолша-Адамара (Гришин, 2009). Он основан на использовании шести коэффициентов Уолша-Адамара, маски для вычисления которых показаны на Рисунке 3.11. Сначала коэффициенты вычисляются для окна размером 4x4, а также для 2- и 4-кратно загрубленных окон с исходным размером 8x8 и 16x16. В результате получается дескриптор из 18 коэффициентов, который нормируется на 1. Легко и компактно стоится многомасштабная пирамида дескриптора. Например, при ухудшении разрешения в 2 раза используются коэффициенты для окон 8x8, 16x16, 32x32, т.е. используются 2/3 коэффициентов, определенных для исходного разрешения, и т.д. Недостаток этого дескриптора – относительно небольшое число его компонент, что было приемлемо при решении задач стереокорреляции в проекте ТСНН при небольших областях поиска, но недостаточно для уникальной идентификации КТ в случае, когда размер области поиска большой.

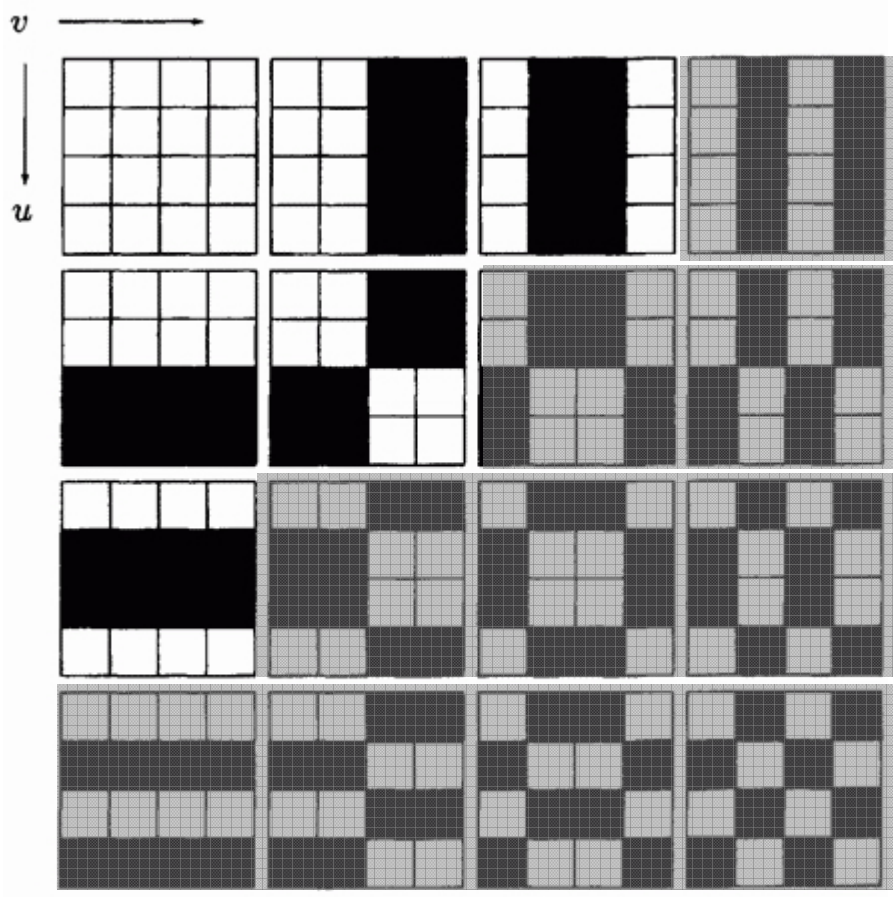


Рисунок 3.11. Маски для вычисления коэффициентов Уолша-Адамара. Шесть незатененных масок используются в ПАО ТСНН (Гришин, 2009)

Считается, что наиболее популярные в настоящее время дескрипторы SIFT (Lowe, 2004) и SURF (Bay et al, 2008) имеют повышенную устойчивость к геометрическим искажениям за счет перехода к распределенному описанию. При этом окно определения дескриптора размером 16x16 или 20x20 пикс. делится на 4x4 фрагмента размером 4x4 или 5x5 пикс. соответственно, и каждый фрагмент описывается независимо. Поэтому относительный сдвиг фрагментов внутри окна при деформации изображения меньше влияет на успех распознавания. В каждой точке каждого фрагмента вычисляются компоненты градиента *dx*, *dy* (Рисунок 3.12). В дескрипторе SIFT вычисляется гистограмма направлений градиентов (8 значений с шагом 45º), в дескрипторе SURF *dx*, *dy* суммируются с учетом знака и по модулю, образуя 4 признака для каждого фрагмента, т.е. 64 признака для

каждого ориентира (вариант SURF-64). Если суммирование проводится отдельно для положительных и отрицательных значений *dx*, *dy* , то дескриптор имеет размерность 128 (вариант SURF-128). Дескриптор нормируется на 1.

Вычисление дескриптора SURF требует *2N* операций сложения. Кроме того, на сравнение дескриптора SURF-64 с эталоном требуется 128 операций сложения, а для дескриптора SURF-128 - 256 операций сложения.

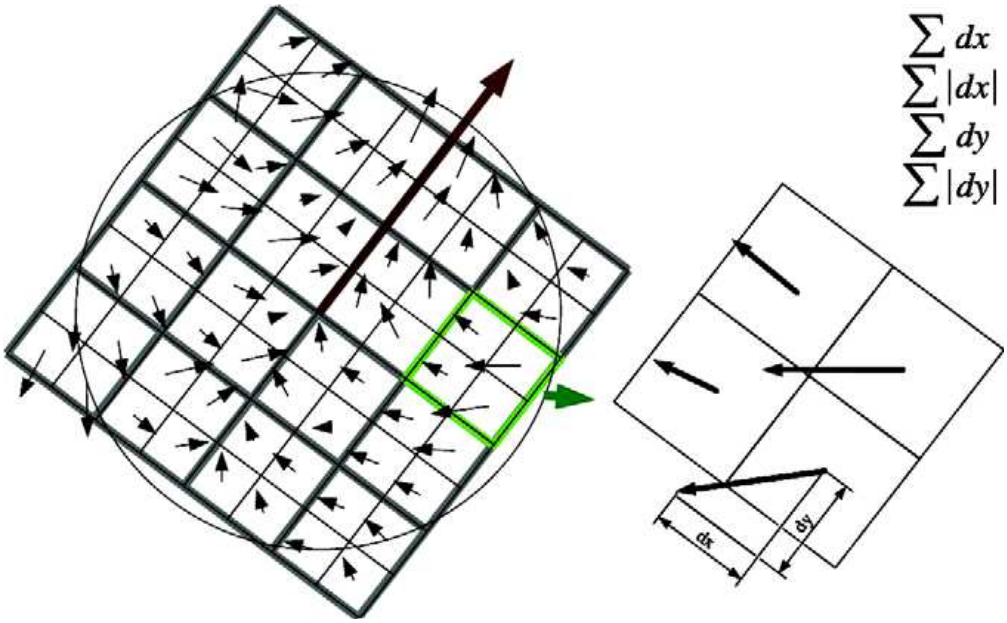


Рисунок 3.12. Схема определения дескриптора SURF (Bay et al, 2008)

Дескриптор BRIEF (Binary Robust Independent Elementary Features) определен в работе (Calonder et al, 2010). Дескриптор определяется на множестве из 512 пар точек $(\mathbf{x},\mathbf{y})$, где **x** и **y** выбираются случайно распределенными по нормальному закону с $\sigma^2 = S^2/25$, где S = 32 пикс. – размер окна (Рисунок 3.13). Для каждой пары точек определяется значение признака: 1, если $I(\mathbf{x}) < I(\mathbf{y})$, и 0 в противном случае. Достоинства методы – быстрое вычисление дескриптора и очень быстрое бинарное сравнение (расстояние Хемминга). Недостаток – высокая чувствительность к шуму.

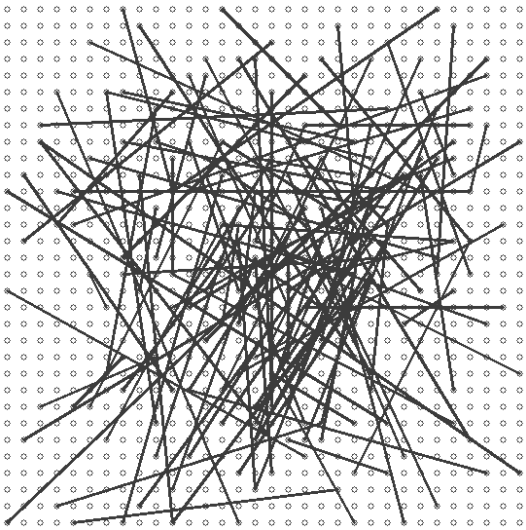


Рисунок 3.13. Пример выбора пар точек в алгоритме BRIEF (Calonder et al, 2010)

Использование критерия выбора ориентиров FAST и дескриптора BRIEF в алгоритме ORB (Rublee et al, 2011) позволило достигнуть наиболее высоких скоростей обработки. Однако, как отмечалось выше, и критерий FAST, и дескриптор BRIEF не отличаются высоким качеством. Они применимы при большом числе выбираемых ориентиров, когда есть возможность эффективной фильтрации неправильно установленных соответствий. Однако на маломощных космических процессорах, где для экономии времени приходится использовать относительно небольшое число анализируемых ориентиров (~10), требования к надежности установления их соответствия значительно выше.

3.3.6. Анализ чувствительности дескрипторов к искажениям изображения

В данном разделе анализируется чувствительность рассмотренных дескрипторов к шуму и ошибкам в масштабе, угле наклона и угле поворота изображения вокруг оптической оси. Для корректности сравнения во всех случаях область определения ориентира для всех дескрипторов выбиралась равной 16x16 пикселей. С этой целью в изображение Луны, показанное на Рисунке 3.8, вносились указанные искажения и анализировалась вероятность распознавания

ориентиров, выбранных по критерию Харриса. Вероятность распознавания ориентира определялась как отношение числа распознанных ориентиров к общему числу ориентиров.

Выбранные ориентиры показаны на Рисунках 3.14, а вероятность их распознавания – на Рисунках 3.15.

На основании данного анализа можно сделать следующие выводы.

1. Наилучшую устойчивость к помехам показывают распределенные дескрипторы SURF-64, SURF-128 и коэффициент корреляции, при использовании которых на вероятность распознавания ориентиров слабо влияют:

- шум с отношением сигнал/шум до 10,
- ошибки в масштабе изображения до 10%,
- перспективные искажения при отклонении от надира до 25°,
- ошибки в угле поворота вокруг оптической оси до 4-6°.

2. Коэффициент корреляции незначительно уступает дескрипторам SURF-64 и SURF-128 по устойчивости к геометрическим помехам и превосходит их по устойчивости к шуму при высоких уровнях шума (ОСШ < 5). Его основной недостаток – более высокие вычислительные затраты по сравнению с остальными дескрипторами.

3. Дескриптор на основе коэффициентов Уолша-Адамара и дескриптор BRIEF по устойчивости значительно уступают дескрипторам SURF-64, SURF-68 и коэффициенту корреляции.

В этих условиях определяющим фактором при выборе среди дескрипторов SURF-64, SURF-128 и коэффициента корреляции для реализации навигации по абсолютным и относительным ориентирам на бортовых процессорах являются вычислительные затраты. С этой точки зрения для указанной задачи можно рекомендовать дескриптор SURF-64.

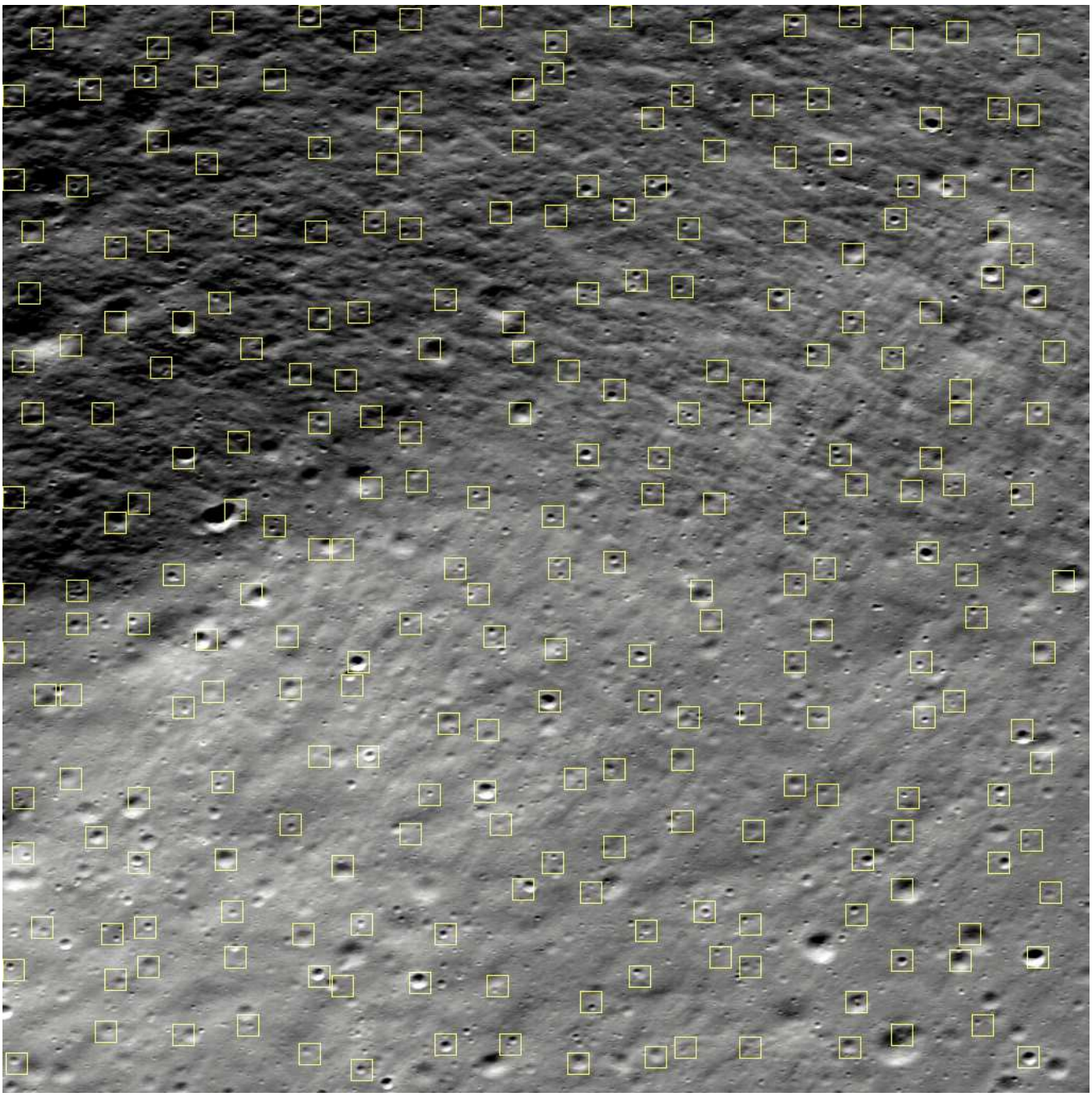


Рисунок 3.14. Контрольные точки, выбранные на изображении Луны

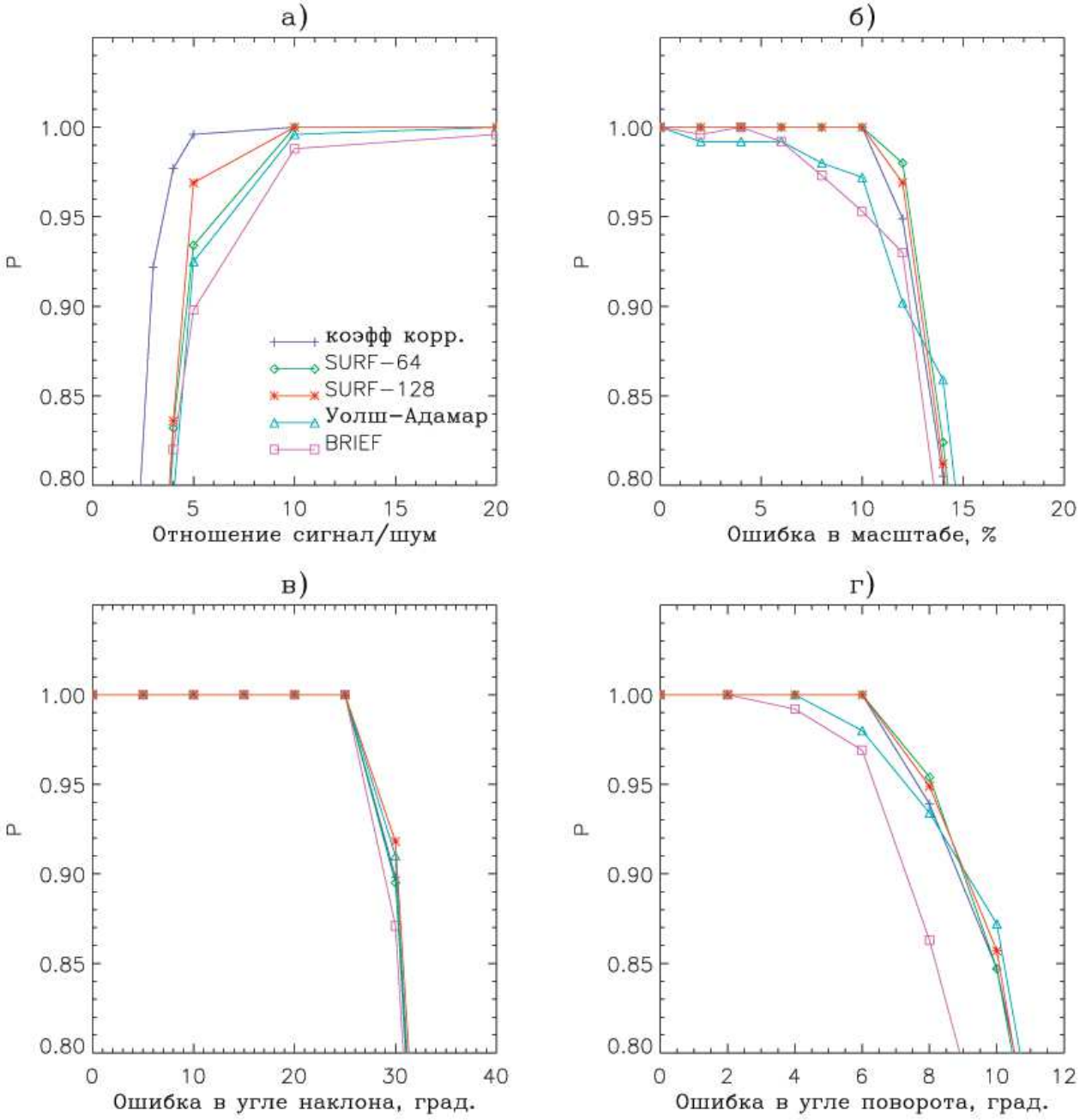


Рисунок 3.15. Вероятность (*P*) распознавания ориентиров на изображении Луны в зависимости от шума (а) и ошибок учета масштаба (б), угла наклона (в) и угла поворота оптической оси (г) при использовании различных дескрипторов

3.4. Алгоритмы навигации по контрольным точкам и относительным ориентирам

В данном разделе описываются:

- алгоритм навигации по КТ, который может использоваться при навигации на околопланетных орбитах, когда имеется достаточной количество КТ (см. Главу 5),

- алгоритм комбинированной навигации по контрольным точкам и относительным ориентирам, который может использоваться при снижении и подлете к району посадке на Луну и другие тела, когда на малых высотах из-за уменьшения поля зрения камеры в него может не попадать достаточного количества КТ (см. Главу 6).

В алгоритмах используются следующие вспомогательные функции:

Проекционная функция камеры $\mathbf{e} = F_{cam}(u,v)$ связывает единичный вектор наблюдения **e** во внутренней системе координат камеры с координатами точки изображения в пикселях (u,v). Эта функция определяется по результатам геометрической калибровки камеры. Обратную функцию будем обозначать $(u,v) = F_{cam}^{-1}(\mathbf{e})$.

Функция георефернцирования $(\varphi,\lambda) = F_{geo}(\mathbf{e})$ связывает широту и долготу точки наблюдения (φ,λ) на поверхности тела с единичным вектором ее наблюдения **e** в ПЦСК.

Значения координат точки изображения находится из условия пересечения луча наблюдения

$$\mathbf{r} = \mathbf{R}'_{SC} + L\mathbf{e}, \tag{3.17}$$

построенного из прогнозируемого положения КА $\mathbf{R}'_{SC}$ в направлении наблюдения **e**, с референц-эллипсоидом

$$\mathbf{r}^2 + kz^2 = a^2, \tag{3.18}$$

где L – расстояние от КА до точки пересечения, $k = \frac{a^2}{c^2} - 1$ – коэффициент несферичности эллипсоида.

Подставляя (3.17) в (3.18), получаем уравнение для L

$$L^2\left(1 + ke_z^{\,2}\right) + 2L\left(\mathbf{R}'_{SC}\mathbf{e} + kz_{SC}e_z\right) + \left(R_{SC}^2 + kz_{SC}^{\,2} - a^2\right) = 0,$$

которое имеет решение

$$L = -\left(\mathbf{R}'_{SC}\mathbf{e} + kz_{SC}e_z\right) - \sqrt{\left(\mathbf{R}'_{SC}\mathbf{e} + kz_{SC}e_z\right)^2 - \left(1 + ke_z^{\,2}\right)\left(R_{SC}^2 + kz_{SC}^{\,2} - a^2\right)}\,. \qquad (3.19)$$

Здесь перед корнем выбирается знак «–», соответствующий ближайшей точке пересечения луча с эллипсоидом.

Радиус-вектор точки пересечения $\mathbf{r} = (x, y, z)$ находится подстановкой значения L из (3.19) в уравнение луча (3.17).

Отсюда для точки пересечения находятся:

$\varphi_c = \arcsin\left(\dfrac{z}{\sqrt{x^2 + y^2 + z^2}}\right)$ - планетоцентрическая широта,

$\varphi = arctg\left((1+k)tg\varphi_c\right)$ - планетографическая широта,

$\lambda = arctg\left(y/x\right)$ - долгота.

Обратная функция $\mathbf{e} = F_{geo}^{-1}(\varphi, \lambda)$ имеет вид:

$$\mathbf{e} = \left(\mathbf{r} - \mathbf{R}'_{SC}\right) \Big/ \left|\mathbf{r} - \mathbf{R}'_{SC}\right|,$$

где $\mathbf{r} = r\begin{pmatrix}\cos\varphi_c\cos\lambda\\ \cos\varphi_c\sin\lambda\\ \sin\varphi_c\end{pmatrix}$, $\varphi_c = arctg\left((1+k)^{-1}tg\varphi\right)$, $r = \dfrac{a}{\sqrt{1 + k\sin^2\varphi_c}}$.

Здесь вместо истинного радиус-вектора КА $\mathbf{R}_{SC}$, который априорно не известен, используется его прогноз $\mathbf{R}'_{SC}$.

Для Луны при использовании референц-сферы с радиусом 1737,4 км (k = 0) планетоцентрическая и планетографическая широта совпадают.

Отметим, что при наклонном проецировании точки, расположенной на высоте H, на референц-эллипсоид (сферу) получается смещение в координатах проекции от истинных координат точки (стереопараллакс), что не играет роли при поиске КТ с априорно известной высотой, но необходимо учитывать при

использовании относительных ориентиров.

Функция преобразования в картографическую проекцию. Эта функция определяется индивидуально для каждой КТ, что позволяет учесть разброс высот КТ над референц-эллипсоидом (сферой), который может быть существенным для Луны и малых тел Солнечной системы. Для бортового алгоритма, который должен быть реализован на маломощных космических процессорах, целесообразно использовать наиболее простую в вычислительном отношении синусоидальную проекцию на сферу с радиусом r_0, равным расстоянию КТ от центра планеты. В этом случае функция преобразования в картографическую проекцию $F_{map}(\varphi,\lambda)$ имеет вид (см.п.3.5):

$$\begin{pmatrix} X \\ Y \end{pmatrix} = r_0 \begin{pmatrix} (\lambda - \lambda_0)/\cos\varphi_0 \\ \varphi_c - \varphi_0 \end{pmatrix}, \tag{3.20}$$

а обратная функция $F_{map}^{-1}(X,Y)$ определяется соотношениями:

$$\begin{pmatrix} \varphi_c \\ \lambda \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} Y/r_0 + \varphi_0 \\ X\cos\varphi_0/r_0 + \lambda_0 \end{pmatrix}. \tag{3.21}$$

Здесь φ_0 и λ_0 – планетоцентрические широта и долгота центра КТ.

За счет выбора индивидуальной проекции для каждой КТ также обеспечивается сохранение масштаба и углов в окрестности КТ с достаточной для поиска соответствия точностью при реальных размерах области поиска.

3.4.1. Алгоритм навигации по контрольным точкам

Блок-схема алгоритма навигации по КТ показана на Рисунке 3.16.

Входная информация алгоритма:

- полученное изображение,
- матрица перехода из ВСК в ПЦСК $\mathbf{T}_{PCSK \leftarrow VSK}$ на момент получения изображения,
- прогноз радиус-вектора КА в ПЦСК (после баллистического фильтра или оценки положения КА по горизонту) $\mathbf{R}'_{SC}$ и его СКО $\boldsymbol{\sigma}_{SC}$ на момент получения изображения.

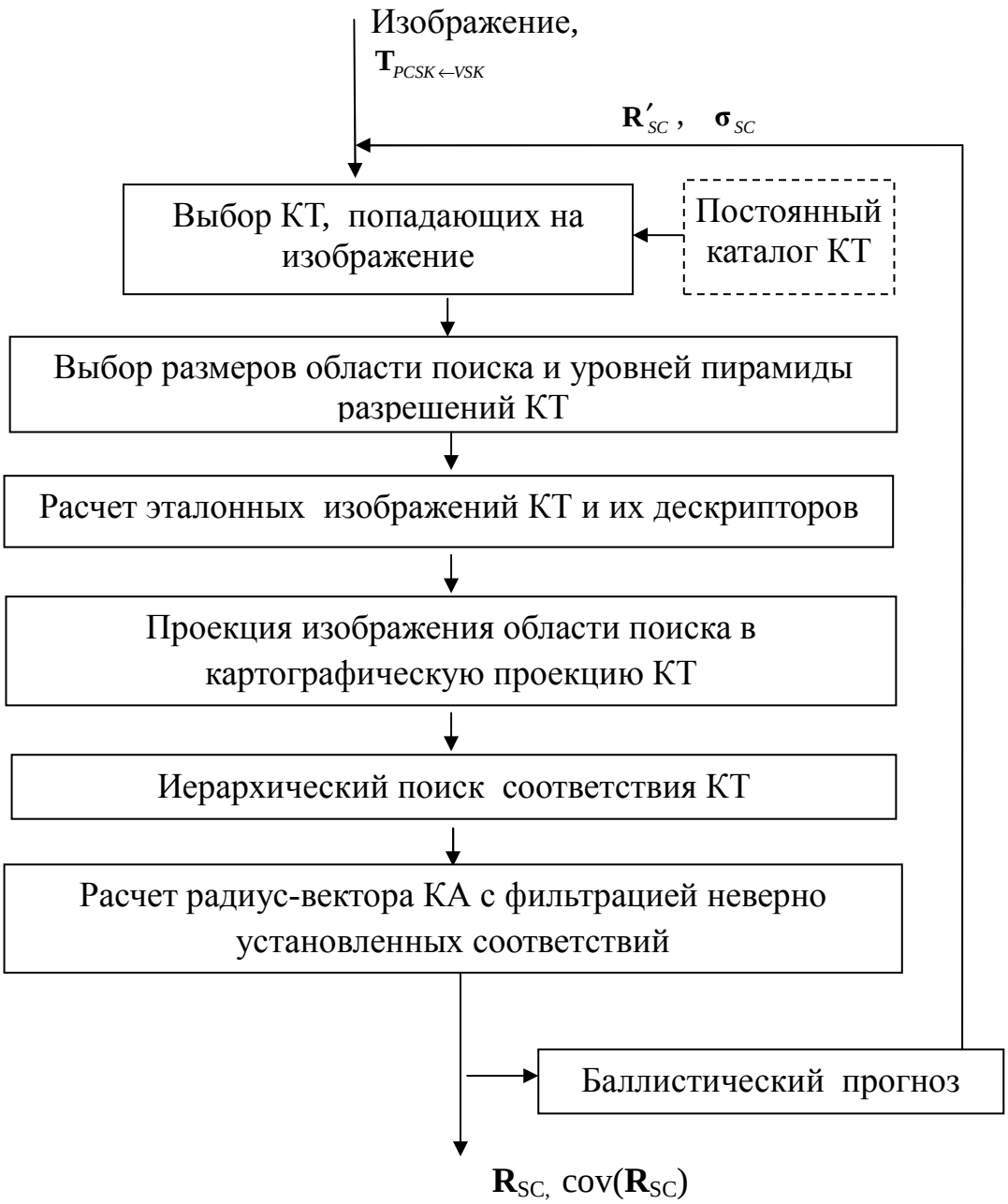


Рисунок 3.16. Блок-схема алгоритма навигации по контрольным точкам

Выходная информация алгоритма:

- количество распознанных КТ N_{KT},
- при $N_{KT} \geq 2$ – радиус-вектор КА $\mathbf{R}_{SC}$ и его ковариационная матрица $\mathrm{cov}(\mathbf{R}_{SC})$ в ПЦСК,
- при $N_{KT} = 1$ – радиус-вектор КТ и направление на него $\mathbf{e}_1$ в ПЦСК,
- при $N_{KT} = 0$ – измерение не проведено.

Алгоритм навигации по контрольным точкам включает следующие операции:

1. **Выбор КТ, попадающих на изображение.** Из каталога КТ выбираются КТ, планетографические координаты которых попадают в интервал широт $\varphi_{\min} \ldots \varphi_{\max}$ и долгот $\lambda_{\min} \ldots \lambda_{\max}$, которые могут покрываться изображением с учетом поля зрения камеры и точности прогноза. Значения $\varphi_{\min}$, $\varphi_{\max}$, $\lambda_{\min}$, $\lambda_{\max}$ находятся по значениям широты и долготы, определяемым по угловым точкам изображения с использованием выше определенных функций F_{cam}, F_{geo} и матрицы перехода $T_{PCSK \leftarrow VSK}$:

$$(\varphi, \lambda) = F_{geo}\left(T_{PCSK \leftarrow VSK} F_{cam}(u, v)\right)$$

Для уменьшения вычислительных затрат на маломощных космических процессорах ограничивается общее количество анализируемых КТ, например, 10 КТ, которые выбираются из каталога по признаку наименьшего расстояния от прогнозируемой проекции центра изображения на поверхность тела. При использовании более мощных процессоров число используемых КТ может быть увеличено.

2. **Выбор размеров области поиска и уровней пирамиды разрешений КТ.** Размер области поиска принимается равным ±5-кратному значению среднеквадратической ошибки прогноза положения подспутниковой точки КА. Разрешение первого уровня используемой пирамиды разрешений КТ (см. п.3.5) выбирается наиболее близким к разрешению обрабатываемого изображения,

разрешение наиболее грубого уровня – так, чтобы для него размер области поиска не превышал ±8 пикселей. Разрешение соседних уровней пирамиды разрешений КТ отличается в 2 раза.

Для каждой КТ, которая может попасть на изображение, проводятся операции по пп. 3–7.

3**. Расчет эталонных изображений КТ и их дескрипторов.** При навигации на лунных орбитах эталонные изображения КТ на пирамиде разрешений необходимо рассчитывать по их топографической модели для актуальных условий наблюдения, т.е. для направлений освещения и наблюдения, рассчитываемых по прогнозу положения КА. В качестве закона отражения поверхности Луны при бортовой обработке используется закон Ломмеля-Зеелигера (1.2). Поскольку область определения КТ мала, изменением прогнозируемого вектора направления наблюдения КТ и фазового угла в ее пределах можно пренебречь. Если угол падения на элемент поверхности равен или превышает 90º или луч от него в направлении на Солнце пересекает поверхность, то участок поверхности считается затененным и его яркость полагается равной 0. Проверка на затенение в направлении на Солнце проводится в области определения эталонного изображения КТ. Полученные эталонные изображения сглаживаются с помощью гауссовой функции с σ = 1,2 в окне 5x5. Далее рассчитываются дескрипторы КТ.

4. **Проекция изображения области поиска в картографическую проекцию КТ.** Область поиска в картографической проекции КТ разбивается на регулярную сетку $\boldsymbol{\rho}_{mn} = (X_m, Y_n)$ с шагом, равным шагу эталонного изображения КТ, и для каждого узла $\boldsymbol{\rho}_{mn}$ находятся его координаты на исходном изображении с помощью функции:

$$(u_{mn}, v_{mn}) = F_{cam}^{-1}\left(\mathbf{T}_{VSK \leftarrow PCSK} F_{geo}^{-1}\left(F_{map}^{-1}\left(\boldsymbol{\rho}_{mn}\right)\right)\right),$$

после чего находится сигнал изображения в этой точке путем 2-мерной линейной интерполяции между ближайшими пикселями изображения и сглаживанием с помощью гауссовой функции с σ = 1,2 в окне 5x5.

Для ускорения вычислений соответствие координат проекции (X, Y) и

изображения (u,v) устанавливается только для угловых точек области поиска, а для остальных точек получается путем билинейной интерполяции.

Вариант, когда, наоборот, КТ проецируется на изображение, был бы значительно эффективнее в вычислительном отношении. Однако он в общем случае не применим, поскольку при наклонном наблюдении, а также при использовании широкоугольной камеры параметры проецирования меняются по площади изображения.

5. **Иерархический поиск соответствия КТ.** Поиск соответствия КТ в области поиска, представленной в картографической проекции КТ, может осуществляться с помощью одного из дескрипторов, проанализированных в п.3.3. На основании этого анализа для бортовой обработки рекомендуется экономичный и качественный дескриптор SURF-64.

На начальном этапе размер области поиска может быть большим, что при прямом поиске соответствия потребует больших вычислительных затрат. В этом случае целесообразно использовать иерархических подход, когда соответствие сначала устанавливается по загрубленному изображению области поиска с использованием загрубленного эталонного изображения КТ, а потом уточняется по изображению более высокого разрешения.

Схема иерархического поиска иллюстрируется на Рисунке 3.17. Рассмотрим в качестве примера случай, когда область поиска имеет размер 128x128 пикс. (т.е. ±64 пикс.). При прямом поиске, когда соответствие проверяется при смещении окна на один пиксель, требуется $128^2 = 16384$ проверки соответствия.

При иерархическом поиске сначала поиск проводится по 8-кратно загрубленной изображению, где область поиска имеет размер 16x16 пикс. и требуется 256 проверок соответствия. Пиксель, в котором достигается максимум критерия соответствия на 8-кратно загрубленном изображении, а также соседние пиксели в окне 16x16 вокруг него, проверяются на 4-кратно загрубленном изображении и т.д. В этом случае при использовании пяти уровней пирамиды разрешений требуется 5*256 = 1280 проверок соответствия, что на порядок меньше, чем при прямом поиске.

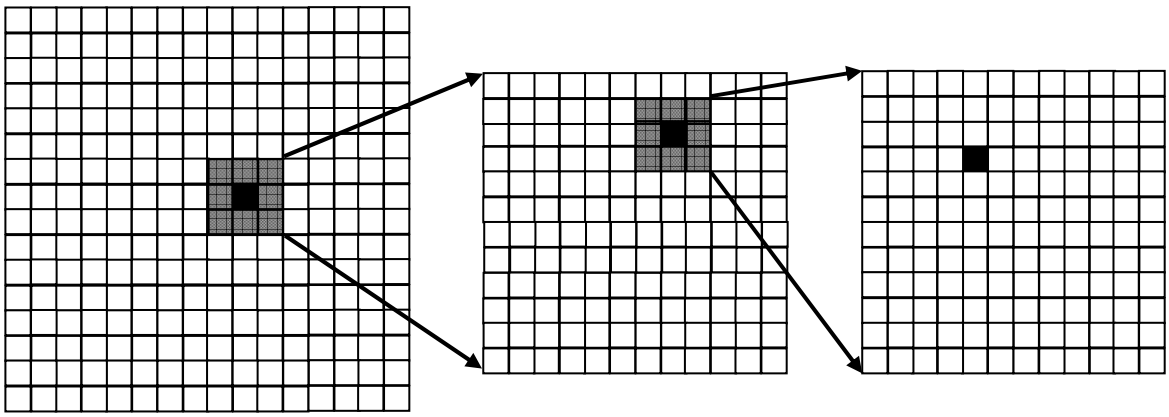


Рисунок 3.17. Схема иерархического поиска

Окно с максимальным значением критерия соответствия на изображении наиболее высокого разрешения считается образом КТ. По координатам его центра в области поиска $\boldsymbol{\rho}_i = (X_i, Y_i)$ рассчитывается вектор направления наблюдения на КТ в ПЦСК:

$$\mathbf{e}_i = F^{-1}{}_{geo}\left(F^{-1}_{map}(\boldsymbol{\rho}_i)\right).$$

6. **Расчет радиус-вектора КА с фильтрацией неверно установленных соответствий.** В случае, когда установлено соответствие не менее двух КТ, радиус-вектор КА $\mathbf{R}_{SC}$ рассчитывается по соотношению (3.6), а его ковариационная матрица – по соотношению (3.7).

Если число найденных КТ не меньше трех, то проводится фильтрация неверно установленных соответствий. Поскольку при малом числе измерений тесты, основанные на вычислении среднеквадратического отклонения, не эффективны, для фильтрации используется алгоритм RANSAC (Random Sample Consensus) (Fischler and Bolles, 1981). При этом $\mathbf{R}_{SC}$ последовательно вычисляется по случайным выборкам из двух КТ, проверяется согласованность полученного значения $\mathbf{R}_{SC}$ с положением остальных КТ на изображении (допускаются отклонения не более, чем на 2 пикселя), находится выборка КТ, при которой тест

на согласованность проходит максимальное число КТ, и вместе с согласующимися КТ используется для окончательной оценки $\mathbf{R}_{SC}$ и его ковариационной матрицы. Если тест на согласованность проходят все КТ, перебор прекращается.

Ввиду относительно небольшого числа КТ, вместо случайного выбора КТ, как в оригинальном варианте RANSAC, используется их полный перебор. Даже при максимальном найденном числе КТ, равном 10, число различных выборок по 2 КТ равно C_{10}^{2} = 45. Данный алгоритм эффективно отфильтровывает неверные соответствия даже при малом числе правильно найденных КТ.

Оценки $\mathbf{R}_{SC}$ и его ковариационной матрицы передаются в баллистический фильтр.

В случае, когда на изображении находится лишь одна КТ, в баллистический фильтр передаются радиус-вектор КТ и направление на нее в ПЦСК.

7. **Баллистический прогноз.** Прогноз положения КА на момент следующей съемки может осуществляться как по результатам счисления траектории в БКУ космического аппарата, так и автономно, используя алгоритм (Микрин и Михайлов, 2017) по всей серии проведенных измерений, включая измерения по горизонту. Такой подход позволяет, в том числе, прогнозировать положение КА после выхода с ночной стороны, где измерения прерываются, а также при пролете участков Луны и других безатмосферных тел, наблюдаемых при малых фазовых углах, где КТ не распознаются.

3.4.2. Алгоритм комбинированной навигации по контрольным точкам и относительным ориентирам

Блок-схема алгоритма комбинированной навигации по КТ и относительным ориентирам показана на Рисунке 3.18.

Входная информация алгоритма:

- полученное изображение,
- матрица перехода из ВСК в ПЦСК $\mathbf{T}_{PCSK \leftarrow VSK}$ на момент получения изображения,

- прогноз радиус-вектора КА в ПЦСК (после баллистического фильтра или оценки положения КА по горизонту) $\mathbf{R}'_{SC}$ и его СКО $\boldsymbol{\sigma}_{SC}$ на момент получения изображения.

Выходная информация алгоритма:

- количество использованных КТ N_{KT} и относительных ориентиров $N_{отн}$,
- при $N = N_{KT}+N_{отн} \geq 2$ – радиус-вектор КА $\mathbf{R}_{SC}$ и его ковариационная матрица $\mathrm{cov}(\mathbf{R}_{SC})$ в ПЦСК,
- при $N = 1$ – радиус-вектор КТ или ориентира $\mathbf{r}_1$ и направление на него $\mathbf{e}_1$ в ПЦСК,
- при $N = 0$ – измерение не проведено.

Алгоритм комбинированной навигации по контрольным точкам и относительным ориентирам включает следующие операции:

1. **Выбор КТ и относительных ориентиров, попадающих на изображение.** Из каталога КТ выбираются КТ, планетографические координаты которых попадают в интервал широт $\varphi_{\min} \ldots \varphi_{\max}$ и долгот $\lambda_{\min} \ldots \lambda_{\max}$, которые могут покрываться изображением с учетом поля зрения камеры и точности прогноза. Значения $\varphi_{\min}$, $\varphi_{\max}$, $\lambda_{\min}$, $\lambda_{\max}$ находятся по значениям широты и долготы, определяемым по угловым точкам изображения, с использованием выше определенных функций F_{cam}, F_{geo} и матрицы перехода $T_{PCSK \leftarrow VSK}$:

$$(\varphi, \lambda) = F_{geo}\left(\mathbf{T}_{PCSK \leftarrow VSK} F_{cam}(u, v)\right)$$

Для уменьшения вычислительных затрат на маломощных космических процессорах общее количество анализируемых КТ и относительных ориентиров в настоящее время ограничивается значением 9. Для этого изображение разбивается на квадраты 3х3, и в каждом квадрате из каталога КТ выбирается одна КТ

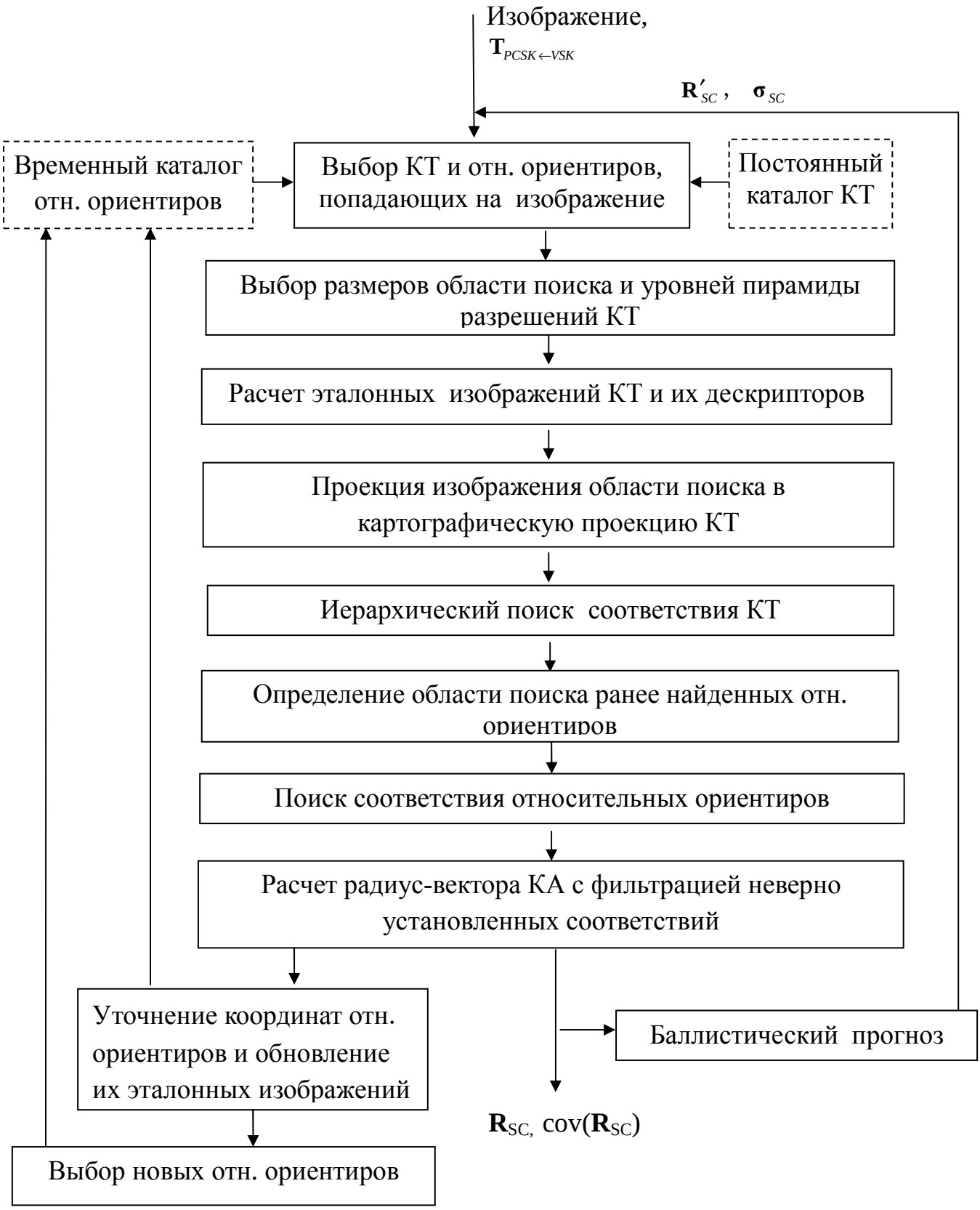


Рисунок 3.18. Блок-схема алгоритма навигации по контрольным точкам и относительным ориентирам

с наибольшим значением критерия качества. На более мощных процессорах можно аналогичным образом разбивать изображение на большее число квадратов.

Если в квадрате отсутствуют КТ, то из временного каталога относительных ориентиров, формируемого в процессе выполнения программы, выбирается попадающий в этот квадрат ориентир, который к данному моменту привязан к ПЦСК.

Если в данном квадрате КТ и относительные ориентиры отсутствуют, то далее в п.11 в этом квадрате выбирается новый относительный ориентир.

2**. Выбор размеров области поиска и уровней пирамиды разрешений КТ.** Проводится как в п.3.4.1.

3. **Расчет эталонных изображений КТ и их дескрипторов.**
Проводится как в п.3.4.1.

4. **Проекция изображения области поиска в картографическую проекцию КТ.** Проводится как в п.3.4.1.

5. **Иерархический поиск соответствия КТ.**
Проводится как в п.3.4.1.

6. **Определение области поиска ранее найденных относительных ориентиров.** Центр области поиска j-го ориентира выбирается в точке $(u_c, v_c) = F_{cam}^{-1}\left(T_{VSK \leftarrow PCSK}\left(\mathbf{r}_j - \mathbf{R}'_{SC}\right) \Big/ \left|\mathbf{r}_j - \mathbf{R}'_{SC}\right|\right)$, где $\mathbf{r}_j$ - текущая оценка его радиус-вектора в ПЦСК, а размер области поиска принимается соответствующим ±5-кратному значению среднеквадратической ошибки прогноза положения ориентира.

7. **Поиск соответствия относительных ориентиров.** Поскольку трансформация изображений относительных ориентиров между последовательными изображениями мала и укладывается в требования, определенные в п.3.3.5, в качестве эталонных изображений относительных ориентиров принимаются их изображения на предыдущем изображении. Поиск соответствия ориентиров на следующем изображении проводится аналогично поиску соответствия КТ. Для ускорения вычислений применяется иерархический поиск: сначала проводится поиск по загрубленным изображениям, а затем

уточняется по исходному. По координатам изображения центра найденного ориентира (u_j, v_j) определяется вектор его наблюдения в ПЦСК: $\mathbf{e}_j = T_{PCSK \leftarrow VSK} F_{cam}(u_j, v_j)$.

8. **Расчет радиус-вектора КА с фильтрацией неверно установленных соответствий.**

Проводится как в п.3.4.1.

Если число найденных КТ меньше 2, то при обработке дополнительно используются картографически привязанные относительные ориентиры.

Оценки $\mathbf{R}_{SC}$ и его ковариационной матрицы передаются в баллистический фильтр.

В случае, когда на изображении находится лишь одна КТ или картографически привязанный ориентир, в баллистический фильтр передаются его радиус-вектор и направление на него в ПЦСК.

9. **Уточнение координат относительных ориентиров и обновление их эталонных изображений.** Радиус-вектора относительных ориентиров $\mathbf{r}_j$, которые наблюдались не менее двух раз, рассчитываются по соотношениям, аналогичным (3.4-3.6), с заменой $\mathbf{R}_{SC}$ на $\mathbf{r}_j$, $\mathbf{r}_i$ на $\mathbf{R}_{SC,i}$ и $\mathbf{e}_i$ на $-\mathbf{e}_i$. Эти ориентиры далее считаются картографически привязанными. Для того, чтобы избежать накопления искажений в эталонных изображениях ориентиров, они обновляются на каждом шаге.

10. **Выбор новых относительных ориентиров.** В квадратах, где не найдено ни КТ, ни ранее определенных относительных ориентиров, выбираются новые относительные ориентиры и определяются их эталонные изображения. При бортовой обработке в соответствии с результатами анализа в п.3.3.3 используется экономичный в вычислительном отношении критерий, основанный на вычислении определителя матрицы Гессе.

11. **Баллистический прогноз.**

Проводится как в п.3.4.1.

3.5. Каталоги контрольных точек

3.5.1. Общие принципы формирования каталогов КТ для целей автономной оптической навигации

В настоящее время каталогов КТ на поверхности Луны, пригодных для целей автономной навигации на окололунных орбитах, не существует. Имеются каталоги кратеров, например (NASA, 1982), которые мало пригодны для задач автономной оптической навигации, поскольку распознавание таких кратеров является вычислительно сложной задачей. К тому же кратеры являются основной формой рельефа на Луне и их нетрудно перепутать друг с другом. Оптимальными являются ориентиры со сложной и уникальной структурой в области их определения – системы малых кратеров, пересечение складок местности и другие особенности рельефа.

Можно сформулировать следующие принципы формирования каталогов КТ для целей автономной оптической навигации, обеспечивающие хорошую распознаваемость КТ и высокую точность навигационных измерений.

Оптимальная локализуемость КТ. Под локализуемостью понимается чувствительность изображений КТ к смещениям. Например, точки на линейной границе двух объектов плохо локализуемы в направлении смещения вдоль этой границы. Как отмечено в п.3.3, оптимальным образом требованию локализуемости удовлетворяет критерий Харриса. Поскольку формирование каталога КТ проводится на Земле, относительно высокие вычислительные затраты при использовании критерия Харриса в данном случае не имеют значения.

Уникальность. В окрестности выбранной КТ, размеры которой определяются максимальным расчетным размером области поиска (например, ±100 км), не должно быть ориентиров, похожих на выбранную КТ. Это можно проверить путем сопоставления значений коэффициента корреляции для КТ и других ориентиров в области поиска.

Определение условий наблюдения. Навигация по КТ возможна лишь на дневном участке орбиты при использовании рассматриваемых в данной работе съемочных систем видимого и ближнего ИК диапазонов. Кроме того, для Луны и других безатмосферных тел при фазовых углах менее ~40º поле яркости поверхности слабо чувствительно к наклонам поверхности, а альбедные вариации малы и не позволяют построить надежные КТ. Поэтому диапазон фазовых углов наблюдения, при которых возможны навигационные измерения по КТ, можно определить как 40 - 85°.

Инвариантность к условиям наблюдения. В пределах допустимого интервала фазовых углов должна быть обеспечена инвариантность к условиям наблюдения. Однако изображения поверхности Луны и других безатмосферных тел существенным образом зависят от направлений освещения и наблюдения (см. п.1.3). Это делает недостаточным определения эталонных изображений КТ, но требует определения их трехмерных моделей и расчета по этим моделям эталонных изображений КТ в реальном времени для конкретных условий наблюдения.

Независимость от объектов, не входящих в область определения КТ. Окружающий рельеф и другие объекты, не входящие в область определения КТ, не должны влиять на изображения КТ посредством затенения, как это может быть в условиях сложного рельефа Луны при низком Солнце.

Соответствие пространственному разрешению съемочной системы и используемым алгоритмам навигации по контрольным точкам. Пространственное разрешение эталонного изображения КТ должно соответствовать пространственному разрешению съемочной системы. Если навигационная система предназначена для работы на орбитах разной высоты, а также для использования иерархических алгоритмов установления соответствия каталог КТ должен содержать многомасштабную пирамиду их 3D-моделей. Разрешение первого уровня пирамиды должно соответствовать разрешению съемочной системы с минимальной требуемой высоты. Разрешение последнего уровня пирамиды определяется максимальной требуемой высотой и

максимальным размером области поиска. На практике для Луны разрешение пирамиды КТ ограничивается разрешением существующих топографических моделей Луны (см. п.1.3).

Равномерное покрытие поверхности контрольными точками. При построении глобальных каталогов КТ в данной работе используется равноплощадное деление карты поверхности на ячейки, в каждой из которых выбирается одна КТ (Рисунок 3.19). В качестве исходного параметра деления задается размер ячейки по широте в градусах Δφ, который выбирается так, чтобы в поле зрения камеры попадало не менее 3x3 ячеек при минимальной высоте съемки (в соответствии с алгоритмом навигации по КТ в п.3.4). Удобно выбирать Δφ кратным 180^o. В результате формируется $n_y = 180/\Delta\varphi$ широтных поясов. Центральная широта i-пояса равна

$$\varphi_i = 90^o - \Delta\varphi(i + 0.5), \text{ где i = 0,…, } n_y - 1 \qquad (3.22)$$

Для того, чтобы линейные размеры ячейки по широте и долготе были примерно одинаковы, размер ячейки по долготе в градусах выбирается равным $\Delta\varphi/\cos\varphi_i$. Подкорректируем его так, чтобы на каждом широтном поясе умещалось целое число ячеек:

$$n_x(i) = INT\left(\frac{360}{\Delta\varphi/\cos\varphi_i} + 0.5\right) \qquad (3.23)$$

Тогда окончательно шаг i-пояса по долготе будет равен $\Delta\lambda_i = 360^o/n_x(i)$, а центральная долгота j-ячейки на i-поясе равна:

$$\lambda_{ij} = \Delta\lambda_i(j + 0.5), \text{ где j = 0,…, } n_x(i) \qquad (3.24)$$

Общее число ячеек, т.е. максимально возможное число КТ зависит от параметра Δφ.

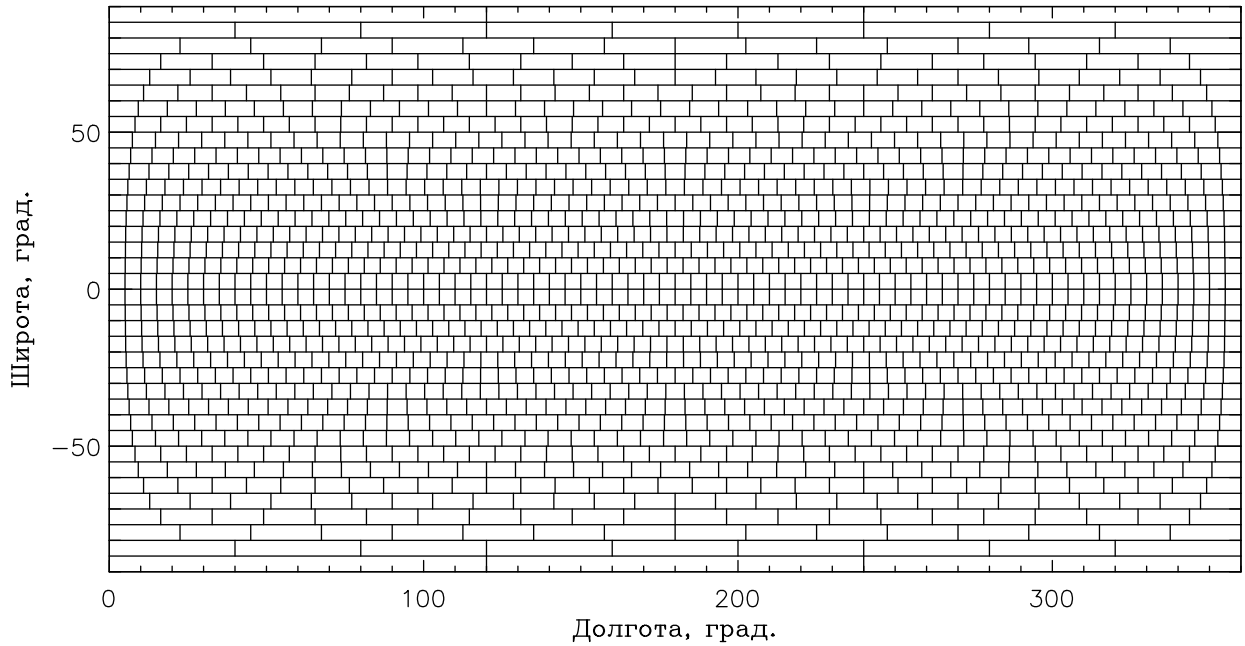


Рисунок 3.19 - Равноплощадное деление поверхности на участки

3.5.2. Алгоритм формирования каталога КТ для Луны

Глобальный каталог КТ Луны строился с использованием топографической модели Луны GLD100-256P с разрешением 118 м (на аналогичных принципах может строиться каталог КТ и при использовании других топографических моделей Луны).

При построении каталога КТ Луны задаются:

- размер ячейки выбора КТ $\Delta\varphi$,
- уровни разрешения пирамиды 3D-моделей КТ, кратные разрешению исходной топографической модели,
- размер модели КТ в пикселях WxW (одинаков на каждом слое пирамиды, по умолчанию 18x18, обеспечивающий построение эталонных изображений размером 16x16 пикселей).

Топографическая модель Луны анализируется по ячейкам. Для выбора КТ в

каждой ячейке используется следующий алгоритм.

1. В синусоидальной проекции, построенной с центром в центре ячейки при двух положениях подсолнечной точки, по методике, изложенной в п.5.3.4, рассчитывается многомасштабная пирамида изображений в соответствии с выбранными уровнями разрешения 3D-модели. Широта подсолнечной точки принимается равной 0° (учитывая, что максимальная высота Солнца над плоскостью лунного экватора не превышает 1.54°), а долгота - равной ±60° относительно долготы ячейки на широтах ниже 45° и ±45° на более высоких широтах. Все изображения сглаживаются гауссовой функцией с σ = 1,2 пикс.

2. В движущемся окне размером WxW с шагом 1 пикс. вычисляется критерий λ_{min} на каждом уровне и на каждом изображении, полученном при различной долготе Солнца, и определяется его минимальное значение $\tilde{\lambda}_{min}$ среди долгот Солнца. Далее производится усреднение $\tilde{\lambda}_{min}$ по всем уровням пирамиды, в результате чего получается средний критерий качества окна $\bar{\lambda}_{min}$.

3. В качестве КТ выбирается окно с максимальным значением $\bar{\lambda}_{min}$ среди всех окон ячейки. Если коэффициент корреляции выбранного окна с другим окном в ячейке, не перекрывающегося с выбранным, на каком-либо уровне превышает 0,9, выбирается окно со следующим по величине значением $\bar{\lambda}_{min}$. Если на каком-либо уровне затенение от элементов рельефа, не входящих в область определения КТ, превышает 3%, выбирается другое окно со следующим по величине значением $\bar{\lambda}_{min}$. Факт затенения от элементов рельефа, не входящих в область определения КТ, проверяется путем сравнения количества затененных пикселей на изображении КТ, рассчитанном по ее 3D-модели, и на ее изображении, рассчитанном по полной 3D-модели Луны.

Если окно, удовлетворяющее указанным условиям, не найдено или найденные значения $\bar{\lambda}_{min}$ меньше заданного порога, считается, что в данной ячейке КТ не выбрана.

3.5.3. Глобальный каталог контрольных точек для Луны

Каталог КТ содержит характеристики КТ и многомасштабные пирамиды их 3D-моделей из M слоев, где разрешение каждого следующего слоя m (m = 0, 1,…, M-1) в 2 раза грубее предыдущего.

Структура каталога контрольных точек (КТ) обеспечивает прямой доступ по заданным планетографическим широте и долготе (φ, λ) и слою m пирамиды к параметрам и эталонным изображениям ближайшей КТ.

Для этого каталог КТ включает следующие три файла:

1. **GCP_Catalog**, в котором каждой КТ соответствует запись, включающая следующие характеристики КТ:

- идентификационный номер КТ,
- планетоцентрические широта и долгота центра КТ,
- три компоненты радиус-вектора центра КТ в ПЦСК,
- значения критерия качества КТ $\tilde{\lambda}_{\min}$ на каждом уровне разрешения.

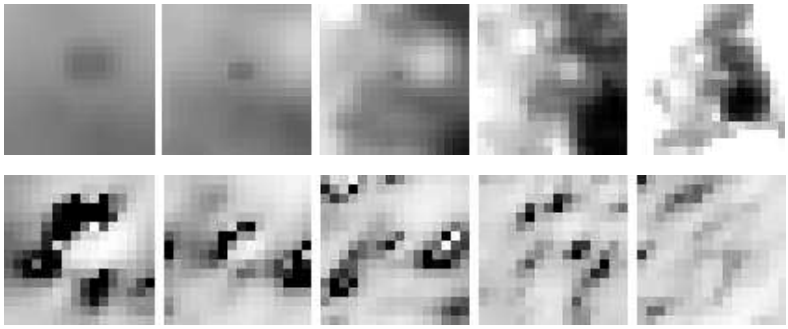
2. **GCP_Models**, в котором каждой КТ соответствует запись, включающая пирамиду из M 3D-моделей рельефа КТ, последовательно загрубленных в 2 раза.

3. **GCP_Addresses**, содержащий номера КТ, определяющие их адреса в файлах GCP_Catalog и GCP_Models для реализации прямого доступа.

В Таблице 3.1 приведены параметры глобального каталога КТ для Луны. На Рисунке 3.20 показан пример многомасштабной пирамиды 3D-моделей КТ, представляющих собой распределение высот над референц-сферой, и рассчитанной по ней пирамиды эталонных изображений КТ.

Таблица 3.1. Параметры каталога контрольных точек на лунной поверхности

Планета	Луна
Число слоев пирамиды разрешений	5
Разрешение слоев, м	118 236 472 944 1888
Исходный угловой размер ячейки по широте (m = 0), град	1
Исходный линейный размер ячейки (m = 0), км	30
Начальные адреса слоев пирамиды разрешений в файле GCP_Addresses, addr0(m)	0 41252 51564 54142 54783
Общее число КТ	41252
Размер файла GCP_Catalog, Мбайт	1,77
Размер файла GCP_Models, Мбайт	119
Размер файла GCP_Addresses, Мбайт	0,22



118 м 236 м 472 м 944 м 1888 м

Рисунок 3.20. Пример пирамиды 3D-моделей контрольной точки (верхний ряд) и пирамиды ее эталонных изображений (нижний ряд)

Схема адресации каталога для обеспечения прямого доступа к характеристикам и моделям КТ показана на Рисунке 3.21.

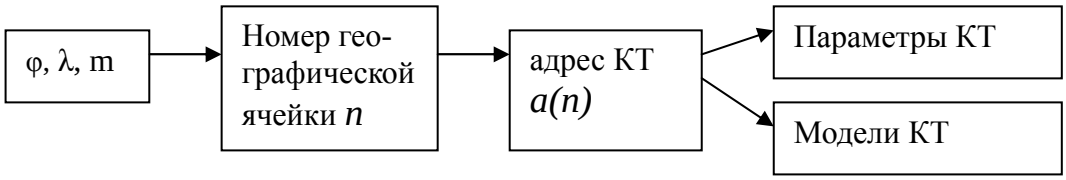


Рисунок 3.21. Схема адресации при прямом выборе параметров и моделей КТ

По заданным планетографическим координатам точки (φ, λ) находятся координаты (i, j) и порядковый номер ячейки, куда эта точка попадает:

$$i = INT((90 - \varphi)/\Delta\varphi)$$

$$j = INT(\lambda/\Delta\lambda_i)$$

$$n = \sum_{k=0}^{i-1} n_x(k) + j = n_0(i) + j \qquad (3.24)$$

Здесь $n_0(i) = \sum_{k=0}^{i-1} n_x(k)$ – номер первой ячейки в i–поясе.

По адресу КТ $addr0(m) + a(n)$ реализуется прямое чтение характеристик и моделей КТ из файлов GCP_Catalog и GCP_Models.

Выводы к главе 3

1. Абсолютная оптическая навигация основана на распознавании на изображении контрольных точек, измерении вектора направления на них в ВСК, пересчету его в ПЦСК по данным об ориентации камеры и определении радиус-вектора КА в ПЦСК методом обратной засечки.

2. При независимом измерении ориентации камеры ошибки оценки горизонтальных координат КА убывают с увеличением числа КТ и возрастают с увеличением угла засечки КТ, но не превышают СКО определения координат КТ. Ошибки оценки высоты КА также убывают при увеличении числа КТ, однако быстро возрастают при уменьшении угла засечки и при углах засечки менее 20° могут на порядок и более превышать ошибки оценки горизонтальных координат.

3. При одновременной оценке радиус-вектора КА и углов ориентации камеры ошибки их оценки резко возрастают при уменьшении угла засечки КТ вследствие усиления корреляции этих параметров. По сравнению со случаем независимых измерений ориентации СКО оценки горизонтальных координат возрастает почти в 4 раза при угле засечки 80º и больше, чем на порядок при угле засечки 40º.

4. В качестве критерия выбора контрольных точек, который проводится на Земле, рекомендован критерий Харриса, оптимизирующий чувствительность изображения ориентира к смещениям. Для выбора относительных ориентиров при бортовой обработке рекомендован более простой в вычислительном отношении критерий на основе определителя матрицы Гессе.

5. В качестве дескриптора ориентиров рекомендован дескриптор SURF-64, который сочетает эффективность с относительно небольшими вычислительными затратами. На распознавание ориентиров слабо влияют:

- шум с отношением сигнал/шум до 10,
- ошибки в масштабе изображения до 10%,
- перспективные искажения при отклонении от надира до 25°,

- ошибки в угле поворота вокруг оптической оси до 6°.

Сходную устойчивость к помехам показывает и классический коэффициент корреляции, однако он более сложен в вычислительном отношении.

6. Разработаны:

- алгоритм навигации по КТ, который может использоваться при навигации на околопланетных орбитах, когда имеется достаточной количество КТ,

- алгоритм комбинированной навигации по контрольным точкам и относительным ориентирам, который может использоваться при снижении и подлете к району посадке на Луну и другие тела, когда на малых высотах из-за уменьшения поля зрения камеры в него может не попадать достаточного количества КТ.

7. Разработаны принципы формирования каталогов контрольных точек для задач автономной оптической навигации. Для обеспечения хорошей распознаваемости КТ каталог должен строиться на принципах оптимальной локализуемости, уникальности КТ, инвариантности к условиям наблюдения, независимости от объектов, не входящих в область определения КТ, и соответствия используемым алгоритмам навигационных измерений.

8. Для Луны и других безатмосферных тел каталог КТ должен содержать многомасштабную пирамиду их топографических моделей, обеспечивающих расчет их эталонных изображений при произвольных направлениях освещения и наблюдения, с их картографической привязкой. Структура каталога должна обеспечивать прямой доступ (без перебора) к КТ по заданным географическим координатам.

9. На основе указанных принципов разработан глобальный каталог контрольных точек на поверхности Луны для решения задач автономной оптической навигации на окололунных орбитах.

ГЛАВА 4. ФОТОМЕТРИЧЕСКИЙ МЕТОД АВТОНОМНОГО ВЫБОРА МЕСТА ПОСАДКИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

4.1. Анализ требований к выбору места посадки

Типичные неровности поверхности безатмосферных тел, которые могут представлять опасность при посадке КА – большие уклоны поверхности, включая склоны кратеров и борозд, а также большие камни и выступы поверхности (Рисунок 4.1).

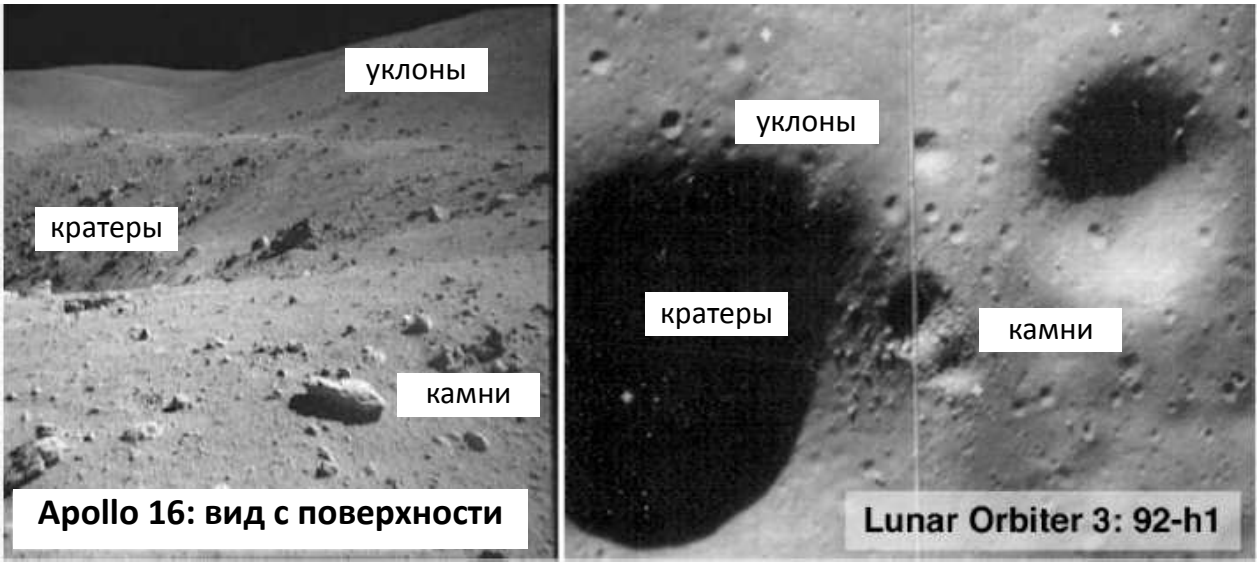


Рисунок 4.1. Опасные неровности поверхности Луны на снимке Apollo-16 (слева) и на орбитальном снимке КА Lunar Orbiter 3 (Johnson et al, 2008)

Большие наклоны могут привести к опрокидыванию КА, а на большие камни и выступы поверхности может опереться днище КА и сделать невозможным фиксацию части опор (Рисунок 4.2).

Например, требованиями к выбору места посадки в проекте «Луна-27» являются:

- размер площадки – до 20 х 20 м (при расстоянии между опорами КА около 3 м);
- угол θ наклона поверхности на базе 3 м не более 7-15°: углы наклона более 15° могут привести к опрокидыванию КА в стационарном положении и ниже

называются критическими; углы наклона более 7° могут привести к опрокидыванию КА при посадке с остаточной горизонтальной скоростью и ниже называются опасными;

- отсутствие камней высотой h более ~30 см и аналогичных выступов рельефа на базе 3 м.

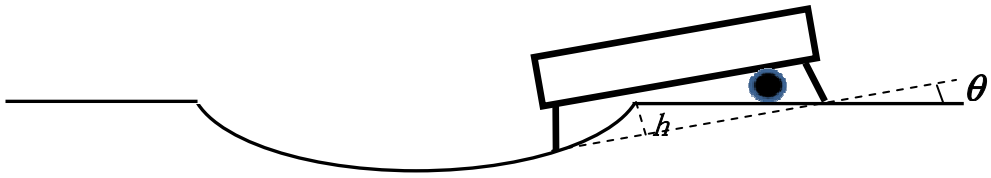


Рисунок 4.2. Схема положения посадочного модуля КА при посадке на край кратера

Существенное значение для выбора места посадки имеет также высота выбора места посадки, составляющая для миссии «Луна-27» ~500 м, и максимальное расстояние возможного горизонтального маневра КА на этапе вертикального спуска, которое не должно превышать 100 м. Должна быть предусмотрена возможность оперативного изменения этих параметров по команде бортового комплекса управления.

Согласно (Duxbury, 1991), радиальный профиль кратеров может быть аппроксимирован функцией

$$z(r) = \begin{cases} -kD\cos(\pi r / D), & 0 \le r \le D/2, \\ 0, & r > D/2, \end{cases} \qquad (4.1)$$

где D – диаметр кратера, k – коэффициент глубины кратера, равный отношению его глубины к диаметру и обычно составляющий 0,1–0,2, r – радиальное расстояние от центра кратера, z – высота точки над средней поверхностью. Значение k = 0,2 соответствует молодым кратерам с четкими краями, а k = 0,1 является типичным для старых полуразрушенных кратеров. Для промежуточных

кратеров можно принять k = 0,15.

Рисунок 4.3 показывает максимальную величину выступов поверхности (на базе 3 м) и наклонов КА в случае, когда часть или все опоры КА попадают в кратер. Минимальный диаметр кратера, при котором размер выступа может превышать критическую величину в 30 см, составляет 2,3 м для молодых кратеров (k = 0,2) и 4,8 м для промежуточных кратеров (k = 0,15). Для старых кратеров (k = 0,1) указанная величина выступов не достигается ни при каком размере кратера. Угол наклона КА в 7° реализуется на склоне кратеров диаметром более 1,8 м при k = 0,2, более 2,4 м при k = 0,15 и более 3,7 м при k = 0,1. Таким образом, ограничения по углу наклона стенок кратеров являются более критичными.

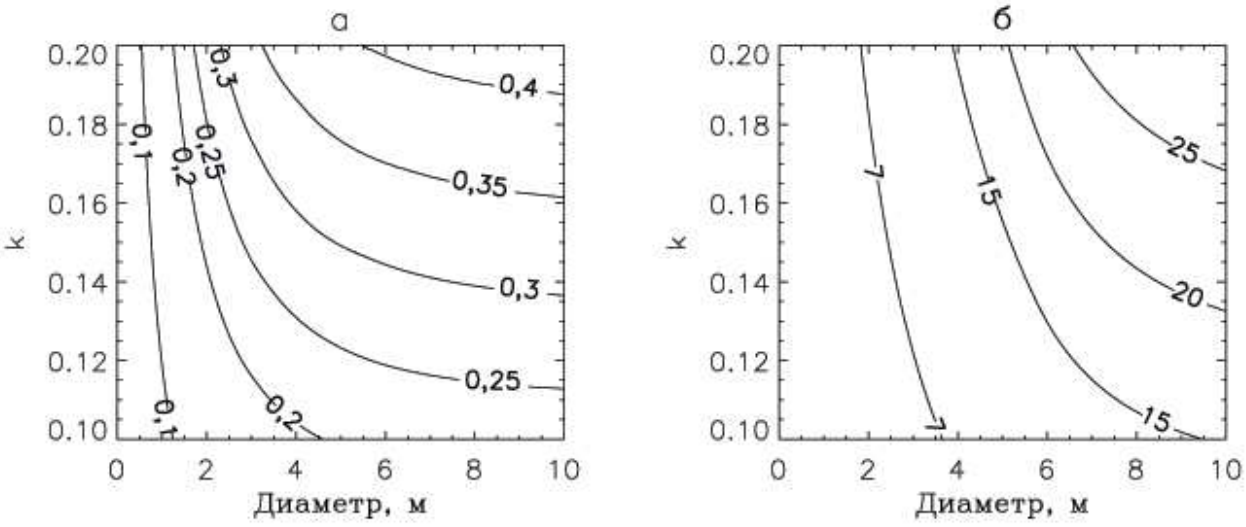


Рисунок 4.3. Зависимость максимальной высоты выступов профиля кратеров на базе 3 м (а) и максимального наклона КА (б) от диаметра и коэффициента глубины k кратера. Цифры у кривых: высота выступов в метрах (а) и угол наклона КА в градусах (б)

Усредненное распределение размеров кратеров на Луне, Фобосе и других безатмосферных телах описывается так называемым равновесным распределением (*Shoemaker and Moris, 1968*):

$$N(D) = 10^{4.9} \cdot D^{-2} \qquad (4.2)$$

где $N(D)$ – число кратеров с диаметром более D на площади 1 км^2 (диаметр D измеряется в метрах). Это распределение справедливо в широком интервале

диаметров кратеров от сотен километров до единиц сантиметров (Флоренский и др., 1971, 1978; Florensky et al, 1978).

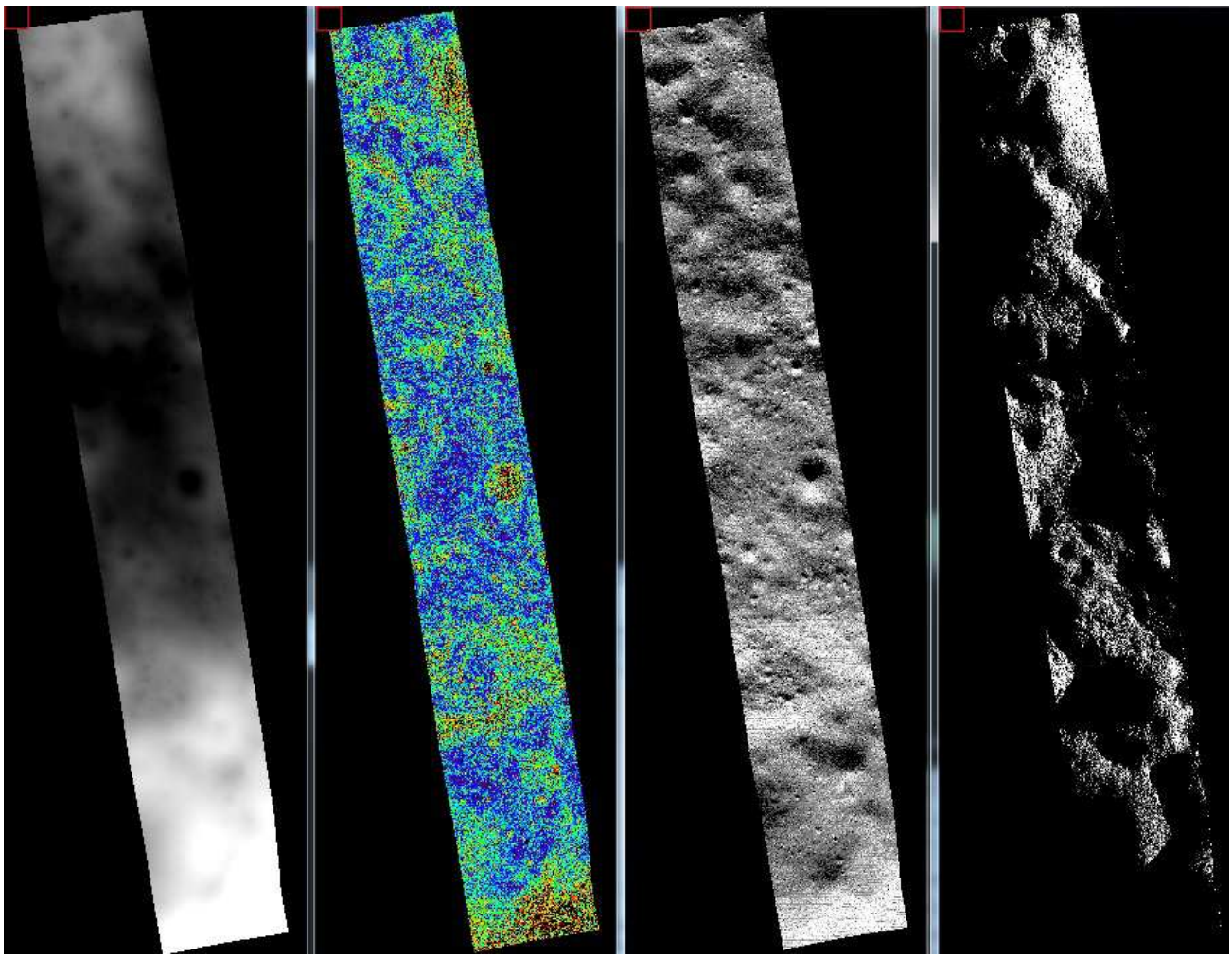
Согласно (Basilevsky, 1976), доля молодых кратеров с $k > 0{,}2$ (класс А) среди всех кратеров составляет 0,5%, доля промежуточных кратеров с $0{,}1 < k < 0{,}2$ (классы АВ и В) – 19.5%, а доля старых кратеров с $k < 0{,}1$ (классы ВС и С) – 80%.

Принимая в соответствии с результатами приведенных выше расчетов, что минимальный диаметр опасного молодого кратера равен 1,8 м, промежуточного кратера – 2,4 м и старого кратера – 3,7 м и считая, что распределение кратеров по размерам не зависит от их возраста, оценим среднее число опасных кратеров на 1 км^2:

$$N_0 = 0{,}005 \cdot N(1{,}8) + 0{,}195 \cdot N(2{,}4) + 0{,}8 \cdot N(3{,}7) = 123 + 2689 + 4642 = 7454$$

Отсюда следует, что на площадке требуемого размера 20 х 20 м^2 в среднем будет находиться 3 опасных кратера.

Учитывая, что кратеры могут сильно перекрываться, для расчета доли площади поверхности, покрываемой опасными наклонами, распределение (4.2) использовать неудобно. Поэтому с этой целью использовалась 3D-модель района посадки КА «Луна-25» к северу от кратера Богуславский NAC_DTM_BOGSLWSKY1_P696S0436.IMG, построенная по данным камеры NAC/LROC миссии LRO с разрешением 2 м (Рисунок 4.4а) (http://wms.lroc.asu.edu/lroc/rdr_product_select). Размер изображения 30 х10 км примерно соответствует эллипсу рассеяния точки вывода КА «Луна-25» в район посадки. Распределение уклонов на базе 2 м, рассчитанное по этой модели, показано на Рисунке 4.4б. Площадная доля опасных уклонов более 7° на данном участке составляет 38%, а критических уклонов более 15° - 4,9%. На Рисунках 4.4в,г показаны изображения поверхности Луны, рассчитанные по этой модели при высоте Солнца h_S, равной 20° и 5°, соответствующей условиям посадки в этом районе в местный полдень и в утренние часы.



а) б) в) г)

Рисунок 4.4. 3D-модель района посадки КА «Луна-25» к северу от кратера Богуславский (а), распределение наклонов площадок (б) и изображения, построенные по этой модели при высоте Солнца 20° (в) и 5° (г); на (б) синим и голубым цветом кодированы безопасные уклоны, зеленым и желтым – опасные уклоны 7-15°, оранжевым и красным – критические уклоны более 15°

В этой ситуации по полученным с орбиты снимкам следует выбрать для посадки район без больших кратеров и других больших неровностей рельефа, а выбор конкретной площадки для посадки проводить автономно в процессе спуска. Поэтому перед системой автономной оптической навигации при спуске стоит задача по получаемым изображениям в реальном времени строить и передавать в бортовой вычислительный комплекс (БВК) карту риска, характеризующую

пригодность поверхности для посадки, с указанием оптимального места посадки. По полученной карте риска в БВК может оцениваться пригодность места посадки, прогнозируемого по текущим траекторным измерениям, и в случае его непригодности приниматься решение о выполнении дополнительного бокового маневра КА для его приведения к оптимальному месту посадки в пределах допустимой дальности бокового маневра.

4.2 Методы выбора места посадки

При посадке американских аппаратов MARS-2000 на Марс и IM-1 на Луну использовалась карта риска, построенная предварительно на Земле по имеющимся орбитальным изображениям района посадки и совмещенная с изображениями, используемыми для относительной навигации методом TRN (Terrain Relative Navigation) (https://robotics.jpl.nasa.gov/what-we-do/flight-projects/mars-2020-rover/terrain-relative-navigation/).

Недостаток данного подхода – могут быть предварительно картированы только те препятствия, которые могут быть распознаны при разрешении имеющихся орбитальных снимков. Кроме того, данный метод не применим в случае нештатной посадки в незапланированном районе.

В качестве основного инструмента для автономного выбора места посадки рассматривается сканирующий лидар – например (Johnson et al, 2008), который обеспечивает прямое построение 3D-модели поверхности и идентификацию по ней опасных неровностей. Сканирующий лидар использовался при посадке китайских зондов Chang'E-3-6 в 2013-2024 гг. на поверхность Луны (Li et al, 2016) и зонда Tianwen-1 на поверхность Марса (Huang et al., 2022). При этом непосредственно после начала вертикального спуска по ТВ изображениям строилась предварительная карта риска для уклонения от крупных (более ~1 м) неровностей рельефа для того, чтобы уменьшить область картирования для сканирующего лидара. Сканирующий лидар, по данным которого автономно строилась трехмерная модель поверхности, включался на высоте 100 м для

уклонения от более мелких препятствий.

Нужно учитывать, что процесс лидарного сканирования поверхности занимает значительное время (~5 с), и на это время для корректного восстановления рельефа поверхности требуется стабилизация как положения или скорости КА, так и его ориентации. Стабилизация положения и ориентации КА на момент сканирования обеспечивалась на китайских аппаратах. На КА «Луна-27» обеспечивается стабилизация скорости, но возможность стабилизации ориентации в настоящее время не подтверждена.

Перспективное направление, позволяющее избежать указанных трудностей – использование лидарных вспышек (flash lidar), которые получают одномоментное дальностное изображение после единичных лазерных импульсов. Времяпролетные (ToF - Time-of Flight) камеры, построенные на аналогичных принципах и позволяющие получать дальностные изображения с типичным размером 640 x 480 пикс. на близких (до ~10 м) расстояниях, являются непременным атрибутом большинства современных смартфонов, где используются для оценки расстояния до снимаемых объектов. Несомненное преимущество лидарных вспышек перед лазерными сканерами – одномоментное получение 3D-изображений. Их недостаток – ограниченное расстояние измерений вследствие энергетических ограничений (в отличие от лазерных сканеров, в лидарных вспышках зондирующий импульс излучается в широком угле). В разрабатываемой НАСА системе ALHAT (Autonomous Landing Hazard Avoidance Technology – Автономная технология уклонения от препятствий при посадке) предполагается использовать лазерную вспышку Flash Lidar, где увеличение дальности измерений до 1,8 км достигается за счет уменьшения угла облучения, что привело к уменьшению размера изображения до 128x128 пикселей (Amzajerdian et al, 2013). Система прошла успешные вертолетные испытания и показала высокую степень технологической готовности (Trawny et al, 2015). Сообщается также о перспективной разработке Flash Lidar, где увеличение размера изображения до 256x256 пикселей и дальности измерений до 3 км достигается за счет применения высокочувствительной фотоприемной матрицы

на туннельных фотодиодах (Amzajerdian et al, 2013). Вместе с тем, обеспечение требуемых параметров при посадке – поля обзора порядка 100х100 м при разрешении ~10 см, требует размера дальностных изображений порядка 1000 х 1000 пикселей, что пока существующие технологии не могут обеспечить. Поэтому, несмотря на их перспективность, для автономного выбора места посадки в реальных космических проектах лазерные вспышки пока не использовались.

В качестве варианта прибора для выбора безопасной площадки рассматривается также изображающий радар (Polard and Sadowy, 2005). При его угловом разрешении ~0,5° с высоты в несколько сотен метров могут быть картированы опасные уклоны на базе в несколько метров. Информация о неровности поверхности в масштабе несколько десятков сантиметров может быть получена косвенным образом – по дисперсии времени прихода отраженного сигнала.

В будущих отечественных лунных посадочных миссиях в качестве основных приборов для выбора безопасной посадочной площадки также рассматриваются лидарный и радиолокационный сканеры. В настоящее время эти приборы находится в стадии разработки. Вследствие указанных выше трудностей, а также для повышения безопасности посадки их целесообразно резервировать телевизионными средствами уклонения от препятствий. Значимость ТВ средств особенно возрастает при посадке в сильно затененных околополярных районах Луны. Только ТВ камеры, в отличие от лидарного и РЛ сканеров, могут легко идентифицировать затененные районы, посадка в которых из-за энергетических ограничений может привести к досрочному окончанию миссии.

При посадке зонда Tianwen-1 на поверхность Марса трехмерная модель поверхности на высотах менее 100 м наряду с лидарным сканированием в качестве резерва строилась также по стереоизображениям, получаемым ТВ камерами (Huang et al., 2022). Стереореконструкция рельефа требует большой вычислительной нагрузки, которая в настоящее время не обеспечивается отечественными бортовыми процессорами. Кроме того, в схеме посадки КА

«Луна-27» маневр уклонения от препятствий предусмотрен на высоте 500 м, на которой точность построения стереомодели совершенно недостаточна. Как показано автором при подготовке системы ТСНН для КА «Фобос-Грунт», при реальной стереобазе ~2 м и нестабильности взаимной ориентации камер удовлетворительная точность стереореконструкции поверхности достигается лишь на высотах ниже ~100 м (Жуков и др., 2011; см. также Главу 6). Похожая оценка максимальной высоты для стереореконструкции поверхности по ТВ изображениям (~200 м) приведена в работе (Woicke and Mooij, 2016). Близка по трудоемкости и ограничениям по точности близкая задача стереореконструкции поверхности за счет съемки с разных точек траектории спуска (метод SfM - Structure from Motion) (Olson et al, 2001; Johnson et al., 2005; Cheng et al, 2011). Препятствием для применения ТВ методов стереореконструкции при посадке в околополярных районах Луны может быть также сильное затенение поверхности.

В этой ситуации в качестве резерва целесообразно использовать фотометрическую карту риска, которая может быть построена в реальном времени по ТВ изображениям.

4.3. Принципы построения фотометрической карты риска

Преимуществами фотометрической карты риска (ФКР) являются:

-относительно небольшие вычислительные затраты, требуемые для ее построения;

- отсутствие необходимости в стабилизации КА, поскольку время экспозиции при получении изображений составляет несколько миллисекунд;

- возможность идентификации затененных районов, которые следует избегать при посадке и которые не могут быть идентифицированы лидарными и РЛ сканерами.

При этом кратеры, борозды и другие неровности рельефа могут распознаваться по перепадам яркости, связанными с их наклонами и определяемыми индикатрисой рассеяния поверхности (см. п.1.3), а при низком Солнце – также по теням. Камни также наиболее легко распознаются по отбрасываемым ими теням.

Возможность характеристики рельефа поверхности по перепадам яркости определяется тем, что поверхность Луны, Фобоса и других безатмосферных тел покрыта реголитом и относительно однородна по составу, вследствие чего неоднородность ее изображения при фазовых углах более 40° определяется, в основном, рельефом (то же относится и к Марсу, за исключением полярных шапок). Отражательные характеристики таких тел хорошо описывается моделью Хапке (1.1), в соответствии с которой яркость поверхности рассчитывается как функция углов падения *i* и наблюдения *e* относительно нормали к участку поверхности и фазового угла g (угла между направлениями падения и наблюдения) В свою очередь эти углы зависят от углов наклона нормали к этому участку: уклона θ_n и разности азимута уклона A_n и азимута Солнца A_s, а также высоты Солнца h_S в локальной системе координат:

$$B = \frac{F_S}{\pi}\rho(i,e,g) = \frac{F_S}{\pi}\rho\big(i(\theta_n, A_n - A_S, h_S), e(\theta_n, A_n - A_S, h_S), g(\theta_n, A_n - A_S, h_S)\big) = f(\theta_n, A_n - A_S, h_S)$$

Таким образом, при заданном направлении на Солнце распределение яркости наблюдаемого участка поверхности на изображении определяется распределением уклона и азимута уклона элементов разрешения съемочной системы.

Обратная задача – определение распределения уклона и его азимута наблюдаемого участка поверхности (фотоклинометрия), решается при получении двух или более изображений этого участка при существенно различных углах наблюдения и/или освещения – см., например (Дулова и др., 2019). При посадке КА это условие заведомо не выполняется. Кроме того, в ошибки восстановления углов наклона вносят вклад ошибки абсолютной радиометрической калибровки камеры и неточность используемой модели отражения.

Простейший критерий неровности («шероховатости») поверхности – относительная дисперсия яркости ее изображения, наряду с детектированием затененных районов был использован автором в ПАО ТСНН на КА «Фобос-Грунт» (Жуков и др., 2011). Критерий дисперсии яркости изображения вполне естественен и рассматривался во многих других работах, в том числе и для

выбора наиболее безопасной площадки для посадки КА (Peng, 1992; Cheng et al, 2011). Обоснование использования данного критерия в этих работах не приводилось – он характеризовался как эвристический (heuristic).

На китайских аппаратах Chang'E-3-6 (Li et al, 2016) и Tianwen-1 (Huang et al., 2022) использовался более сложный метод построения карты риска, основанный на пороговом методе по яркости и по градиенту яркости с последующей кластеризацией. Он позволяет идентифицировать лишь крупные препятствия и потому применялся лишь в начале вертикального спуска для предварительного уклонения от опасных районов (на меньших высотах использовался лидарный сканер).

Среди других методов построения карты риска можно отметить метод, основанный на использовании нейросетей и требующий предварительного обучения (Lunghi and Lavagna, 2014).

В данной главе основное внимание уделяется обоснованию используемого критерия относительной дисперсии изображения.

Относительная дисперсия яркости изображения определяется в пределах окна, соответствующего анализируемой площадке:

$$\alpha = A\sigma^2/m^2 , \qquad (4.3)$$

где σ и m – среднеквадратическое отклонение и среднее значение яркости в окне, k – постоянный коэффициент. Коэффициент A выбран равным 1000 для того, чтобы градации критерия α в основном лежали в интервале от 0 до 255 и можно было использовать 8-битовое кодирование карты риска. При малой высоте Солнца, когда относительная дисперсия яркости возрастает, при необходимости сохранения 8-битового кодирования карты риска коэффициент A можно уменьшить. Для выбора оптимального места посадки из условия минимума критерия (4.3) значение коэффициента A не имеет значения.

Достоинства критерия (4.3) состоят в том, что:

- он отображает неровность поверхности с учетом изменения как уклонов, так и азимутов уклонов,
- большие отклонения яркости пикселей от среднего входят в α с более высоким

весом, чем малые, тем самым обеспечивая повышенную чувствительность к неоднородным участкам поверхности внутри окна,

- α инвариантен к пропорциональному изменению яркости всех пикселей в окне,
- расчет α относительно прост и возможен за один цикл,
- в случае перекрывающихся окон расчет α не требует повторения операций на уровне отдельных пикселей и поэтому приводит лишь к незначительному увеличению общего времени вычислений.

Используя изображения, приведенные на Рисунке 4.4, была проанализирована связь критерий (4.3) с дисперсией уклонов на базе 2 м (Рисунок 4.5). Как и следовало ожидать, вследствие неучета азимута уклонов при подсчете дисперсии уклонов коэффициент корреляции между этими характеристиками оказался относительно низким и равным 0,5-0,65. Тем не менее, важно, что малым значениям критерия (4.3), на основе которых выбирается площадка для посадки, соответствуют малые значения дисперсии уклонов. Кроме того, дисперсия уклонов не всегда является адекватной характеристикой неровности поверхности. Достаточно рассмотреть неровную поверхность, образованную одинаковыми конусами, для которой дисперсия уклонов равна 0 (очень грубая модель поверхности, покрытой кратерами).

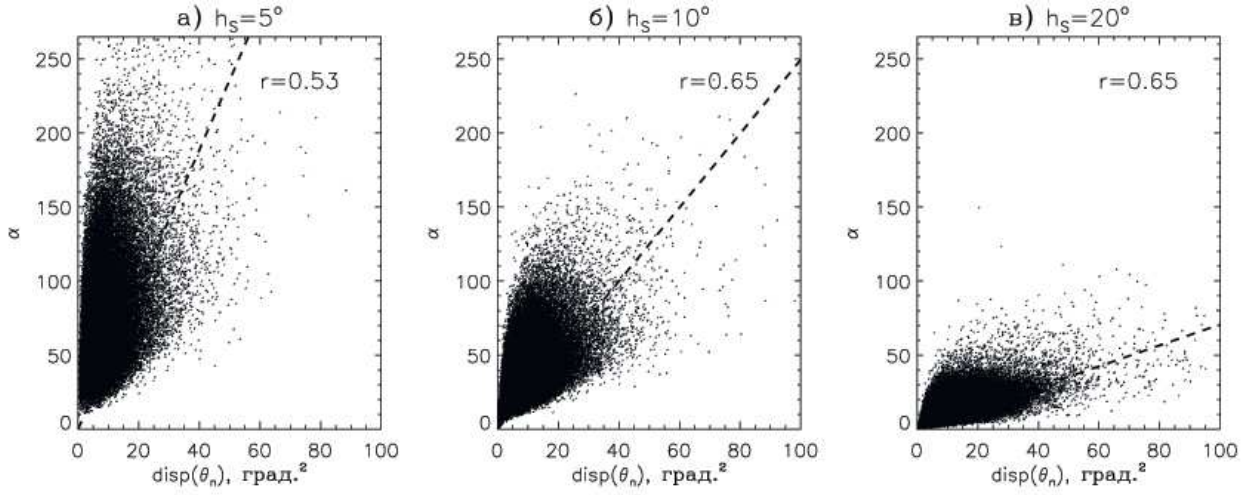


Рисунок 4.5. Корреляция дисперсии уклона θ_n с относительной дисперсией яркости (4.3) на изображении на Рисунке 4.4

Основное ограничение данного критерия состоит в том, что оценивается

неровность поверхности в пределах выбранной площадки, но не ее общий уклон на базе, равной размеру площадки. В условиях, когда общий уклон площадки не может быть оценен по дисперсии яркости, целесообразно дополнительно использовать минимальный и максимальный пороги на ее среднюю яркость. Минимальный порог позволяет отфильтровать площадки, отклоненные от Солнца, максимальный порог – площадки, наклоненные к Солнцу. Аналогичный подход на уровне отдельных пикселей использовался при построении карты риска на китайских аппаратах Chang'E-3-6 и Tianwen-1. Однако, данный способ не позволяет отфильтровать площадки с промежуточным азимутом наклона по отношению к Солнцу.

Для фильтрации площадок с опасными уклонами независимо от их ориентации предлагается дополнительно использовать априорные карты наклонов (см. п.4.8).

4.4. Связь критерия фотометрической неоднородности с формой и размером кратеров

Проанализируем связь критерия α с характеристиками кратеров, которые являются основной формой рельефа на поверхности безатмосферных тел. Рисунок 4.6 иллюстрирует распределение поля яркости $B(\mathbf{x})$ модельных кратеров при k = 0,1 и 0,2 при высоте Солнца 20° и 5°. Здесь $\mathbf{x} = (x, y)$ - вектор координат изображения.

Изображения, регистрируемые ТВ камерой, получаются сверткой поля яркости с функцией рассеяния точки (ФРТ) камеры $\rho(\mathbf{x})$:

$$I(\mathbf{x}) = \rho(\mathbf{x}) \otimes B(\mathbf{x}).$$

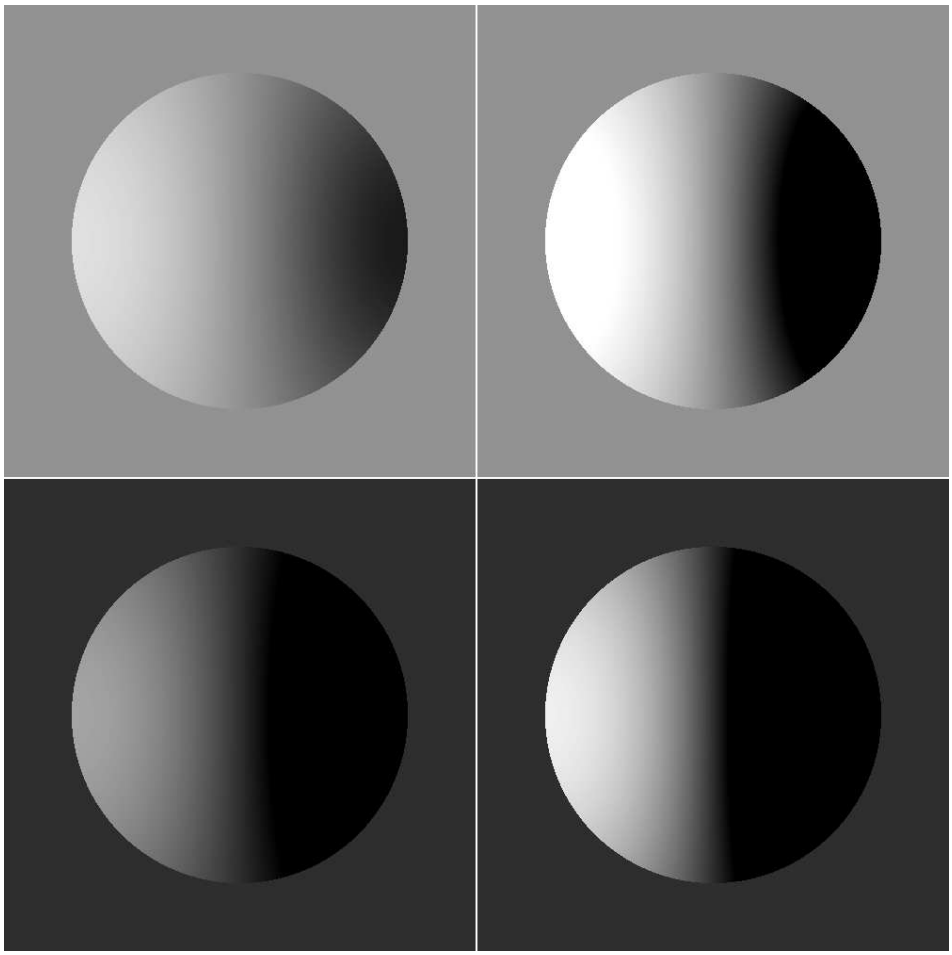


Рисунок 4.6. Распределение поля яркости старых (k = 0,1, слева) и молодых (k = 0,2, справа) кратеров при высоте Солнца 20° (верхний ряд) и 5° (нижний ряд); Солнце справа

Максимальный угол наклона склона кратера, профиль которого описывается соотношением (4.1), равен $\theta_{max} = k\pi$ радиан, т.е. изменяется от 18 до 36º. Поэтому при высоте Солнца меньше θ_{max} часть изображения кратера будет затенена. При высоте Солнца 20° старые кратеры не затенены, а молодые кратеры являются частично затененными. При высоте Солнца 5° будут частично затенены как молодые, так и старые кратеры. Исключением является случай, когда кратеры расположены на крутом склоне, обращенном к Солнцу.

Если кратер наблюдается на фоне однородной горизонтальной поверхности, то рассчитанный по изображению критерий (4.3) равен

$$\alpha = \frac{p_{cr}\sigma_{cr}^2}{\left(p_{cr}m_{cr} + (1-p_{cr})m_{bg}\right)^2} \approx p_{cr}\alpha_{cr}, \qquad (4.4)$$

где m_{cr} и σ_{cr} – среднее значение и среднеквадратическое отклонение яркости в пределах изображения кратера, m_{bg} – среднее значение яркости однородного фона, p_{cr} – площадная доля изображения кратера в окне, α_{cr} – значение критерия α, рассчитанное по площади изображения кратера. Здесь для простоты оценок пренебрегается отличием средней яркости кратера m_{cr} от яркости фона m_{bg}.

Величина α_{cr} зависит от формы кратера, определяемой параметром *k*, от размера элемента разрешения съемочной системы *res* и от высоты Солнца, а величина p_{cr} – от диаметра кратера и от разрешения (поскольку при ухудшении разрешения диаметр изображения кратеров растет из-за размытия их границ).

Соотношение удобно переписать в виде:

$$\alpha = p_{cr}\alpha_{cr} = \frac{p_{cr}\alpha_{cr}}{p_{cr,0}\alpha_{cr,0}} p_{cr,0}\alpha_{cr,0} = \eta(D/res,k)\,p_{cr,0}\alpha_{cr,0}, \qquad (4.5)$$

где $\alpha_{cr,0}$ и $p_{cr,0}$ – значения α_{cr} и p_{cr}, рассчитанные по исходному полю яркости без учета разрешения съемочной системы. При этом $\alpha_{cr,0}$ зависит только от *k* и от высоты Солнца, а $p_0 = \pi D^2/4L^2$, где L – размер квадратного окна. Здесь введен фактор сглаживания $\eta(D/res,k) = p_{cr}\alpha_{cr}/p_{cr,0}\alpha_{cr,0}$, характеризующий влияние разрешения на критерий (4.3) для кратера.

Зависимость $\alpha_{cr,0}$ от коэффициента *k* показана на Рисунке 4.7. При уменьшении высоты Солнца $\alpha_{cr,0}$ быстро возрастает вследствие увеличения контраста кратера. Возрастет она также при увеличении коэффициента глубины кратера *k*.

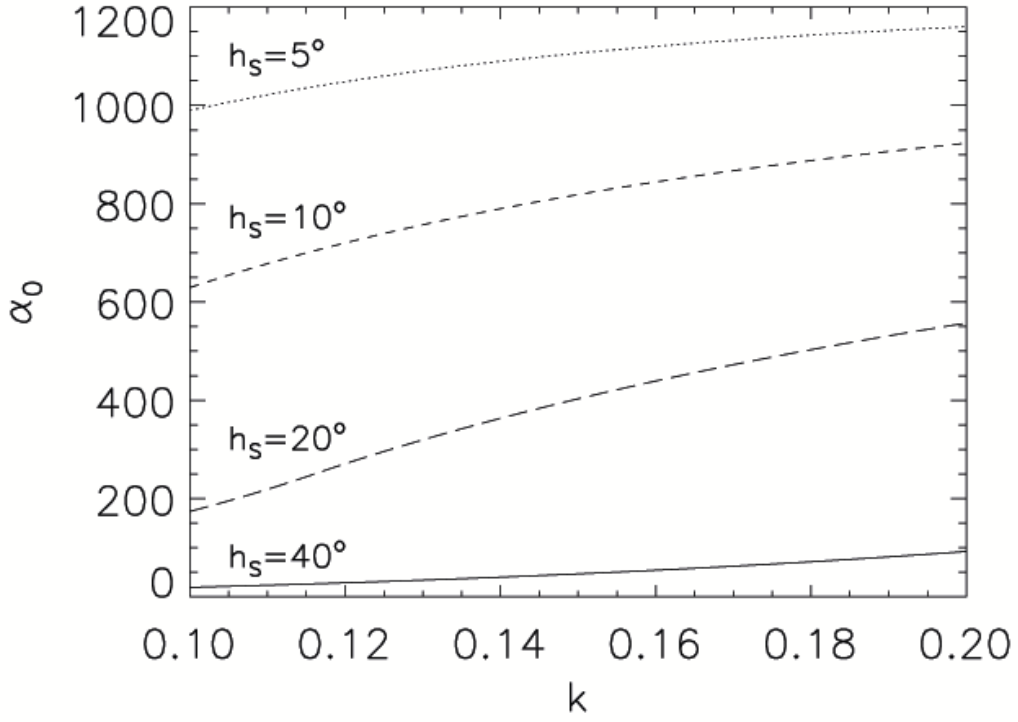


Рисунок 4.7. Значения $\alpha_{cr,0}$ критерия (4.3) для модельного кратера в зависимости от коэффициента глубины k и высоты Солнца h_S

Как показывает Рисунок 4.8, функция $\eta(D/res,k)$, характеризующая влияние разрешения на критерий (4.3) для кратера, слабо зависит от коэффициента k и высоты Солнца. Исключение составляют лишь молодые кратеры при h_S = 5°. При увеличении размера элемента разрешения *res* от *0,1D* до *D* функция $\eta(D/res,k)$, а вместе с ней и критерий (4.3) уменьшаются на порядок. Далее эта функция уменьшается примерно как $(D/res)^2$, что можно объяснить следующим образом. При увеличении размера элемента разрешения съемочной системы величина флуктуаций яркости изображения должна уменьшаться примерно пропорционально $(D/res)^2$, а величина α_{cr}, зависящая от квадрата флуктуаций яркости – пропорционально $(D/res)^4$. С другой стороны, площадь изображения кратера, а значит и его площадная пропорция на изображении должны возрастать из-за размытия краев кратера примерно пропорционально $(D+res)^2/D^2$. Поэтому

можно ожидать, что функция η должна уменьшаться как $(D/res)^4 \cdot (1+res/D)^2$, т.е. при малых значениях отношения D/res примерно как $(D/res)^2$, что соответствует результатам расчетов на Рисунке 4.8.

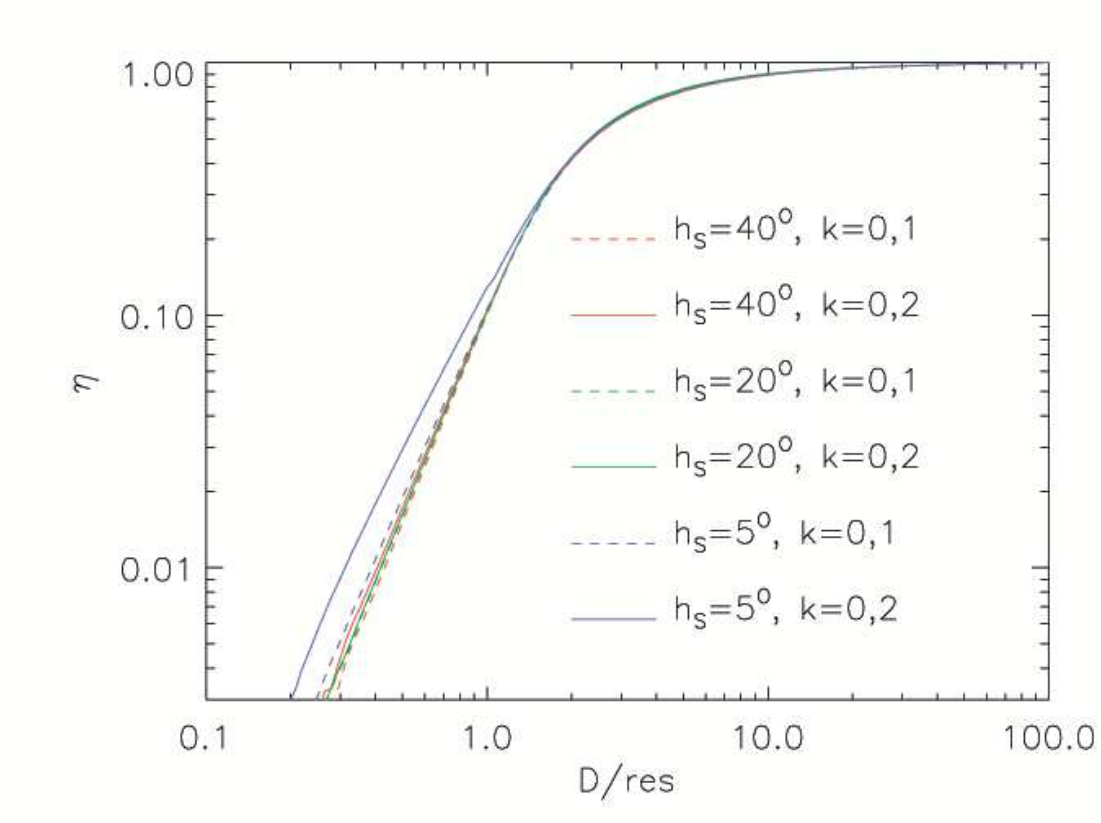


Рисунок 4.8. Функция $\eta(D/res, k)$ в зависимости от высоты Солнца h_S и коэффициента глубины кратера k

Для корректности рассматриваемого метода необходимо, чтобы критерий (4.3) адекватно разделял случаи большого опасного кратера и занимающих ту же площадь множества малых неопасных кратеров. Критерий (4.3), примененный к полю яркости, зависит только от коэффициента глубины кратеров k и их площадной пропорции, но не от их диаметра. Зависимость от диаметра кратеров появляется при учете разрешения съемочной системы за счет сглаживания изображений более мелких кратеров.

Как следует из Рисунка 4.8, сглаживание действует наиболее эффективно при $D/res < 2$. Поэтому для повышения чувствительности к опасным молодым

кратерам размером 2 м и более целесообразно выбрать разрешение *res*~1 м. Тогда, несмотря на то, что при D = 2 м фактор сглаживания составляет ~0,4, для неопасных молодых кратеров размером 1 м он составит ~0,1, т.е. в данном случае относительный вклад малых неопасных кратеров в критерий (4.3) будет ослабляться примерно в 4 раза по сравнению с вкладом опасных кратеров. Для опасных старых кратеров размером 4 м фактор сглаживания составит 0,7, а для неопасных старых кратеров размером 2 м составит ~0,4, т.е. ослабление составит около 2 раз. Эффект сглаживания быстро усиливается при уменьшении диаметра кратера.

4.5. Информативность теней при низком Солнце

При посадке будущих лунных миссий в околополярных районах Луны на широтах 70-80° высота Солнца не будет превышать 10-20°. При этом выраженным будет эффект затенения.

Затенение возникает:

- на участках поверхности, угол наклона которых в противосолнечном направлении превышает высоту Солнца («затенение на уклонах»);
- на участках поверхности, освещение которых прямыми солнечными лучами экранируется соседними формами рельефа («затенение рельефом»).

Поскольку максимальный угол наклона склона кратера, профиль которого описывается соотношением (4.1), изменяется от 18 до 36º, при высоте Солнца меньше θ_{max} часть изображения кратера должна быть затенена. Поэтому детектирование тени на изображении может свидетельствовать о том, что она принадлежит части кратера. При этом часть кратера располагается за тенью в противосолнечном направлении (Рисунок 4.6).

Камни также просто детектируются по отбрасываемым ими теням (Рисунок 4.9).

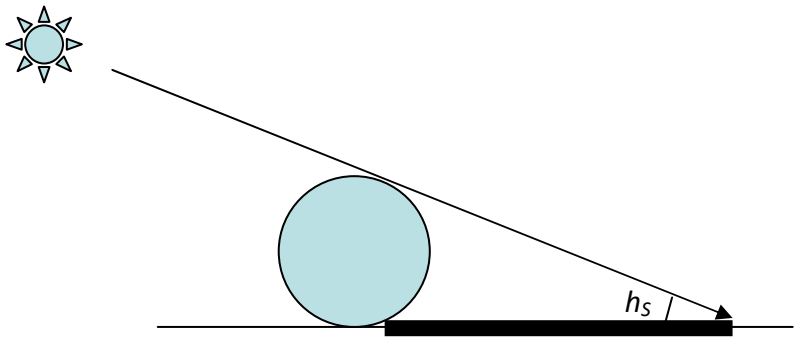


Рисунок 4.9. Образование тени за камнем

Например, длина тени за камнем высотой 30 см при высоте Солнца 20° равна 82 см, а при высоте Солнца 5° - 340 см. При этом сам камень располагается от тени в солнечном направлении. Для детектирования тени от камня высотой 30 см требуется несколько лучшее разрешение камеры – 15-20 см. При этом неопасные камни и неровности рельефа меньшей высоты будут эффективно сглаживаться.

Поскольку часть кратера или камень фактически могут быть расположены не на той площадке, на которой была детектирована тень, необходимо также исключать соседние площадки, расположенные в солнечном/антисолнечном направлении.

4.6. Алгоритм построения фотометрической карты риска

На основании результатов, рассмотренных в предыдущих разделах данной главы, предлагается следующий алгоритм построения фотометрической карты риска (ФКР). В первоначальном варианте он был реализован в программно-алгоритмическом обеспечении навигационной системы ТСНН на КА «Фобос-Грунт» (Жуков и др., 2011). В данной версии он дополнен пороговыми тестами на среднюю яркость площадки.

Входная информация:

- изображение поверхности,
- высота КА H [м],
- размер посадочной площадки L [м],
- степень перекрытия площадок p.

Выходная информация: фотометрическая карта риска $Map(i, j)$ во внутренней системе координат камеры, ее размеры *Nmap* x *Nmap* (для квадратного изображения одинаковы по обеим координатам) и шаг отсчетов карты ΔL [м].

Алгоритм включает следующие операции:

1. **Определение порогов**. Предлагается использовать адаптивные пороги, привязанные к положению максимума сглаженной гистограммы яркостей освещенной части изображения *Bmaxhist*. При расчете гистограммы не учитываются яркости, не превышающие 10% от максимальной, которые могут соответствовать теням. При слабом затенении можно предполагать, что *Bmaxhist* соответствует горизонтальной поверхности, однако при сильном затенении *Bmaxhist* может несколько смещаться в сторону освещенных склонов. На основании результатов моделирования определены следующие пороги:

thresh_shadow = 0.1* *Bmaxhist* – уточненный порог по теням,

thresh_Bmean_min = 0.7* *Bmaxhist* – порог на минимальную среднюю яркость площадки,

thresh_Bmean_max = 1.2* *Bmaxhist* – порог на максимальную среднюю яркость площадки.

2. **Определение размеров посадочных окон и числа элементарных ячеек.** Размер посадочного окна W, выраженный в пикселях, определяется так, чтобы на высоте H он соответствовал требуемому размеру площадки для посадки КА L:

$$W = L/(\delta H),$$

где δ – угловое разрешение камеры в радианах.

Изображение анализируется в движущемся окне размером W x W. Для того

чтобы обеспечить наиболее точный выбор места посадки, окна могут анализироваться с перекрытием. Для того, чтобы из-за перекрытия время вычислений существенно не увеличивалось, изображение сначала анализируется по ячейкам, размер которых в пикселях $d = (1-p)W$ выбирается равным шагу сдвига окон, а потом характеристики окон рассчитываются по характеристикам входящих в них ячеек. Размеры окна W и ячеек d округляются до целого числа пикселей. Во избежание излишних усложнений вычислений степень перекрытия окон следует выбирать так, чтобы число ячеек в окне $S = W/d = 1/(1-p)$ было целым. Для выполнения этого условия размер окна может незначительно увеличиваться в бóльшую сторону.

Число ячеек на изображении определяет размер карты риска *Nmap* x *Nmap*:

$$Nmap = ImSize/d,$$

где *ImSize* – размер квадратного изображения.

Шаг отсчетов карты в метрах будет равен $\Delta L = \delta Hd$.

3. **Детектирование затененных участков.** В каждой ячейке подсчитывается количество затененных пикселей $nshad(i, j)$, которые определяются пороговым методом по изображению исходного разрешения с использованием порога *thresh_shadow.*

4. **Загрубление изображения.** В соответствии с результатами п.4.4, если разрешение изображения становится меньше 0,75 м, оно загрубляется так, чтобы его разрешение оставалось в диапазоне 0,75-1,5 м. Тем самым уменьшается влияние мелкомасштабных неоднородностей поверхности на критерий (4.3).

5. **Расчет среднего значения и дисперсии яркости ячеек.** В каждой ячейке загрубленного изображения вычисляется дисперсия и среднее значение яркости, образуя массивы *disp(i,j)* и *mean(i,j).* Далее обрабатываются только эти массивы.

6. **Расчет характеристик посадочных окон.** Окно перемещается по изображению с шагом в 1 ячейку и для каждого положения окна, которое задается координатами i, j своего ближайшего к началу координат угла, вычисляется количество затененных пикселей, среднее и дисперсия яркости в окне через количество затененных пикселей, среднее и дисперсию входящих в окно ячеек:

$$Nshadow\ (i, j) = \sum_{u,v=0\ldots S-1} nshad\ (i+u, j+v)$$

$$a(i, j) = \frac{1}{S^2} \sum_{u,v=0\ldots S-1} mean\ (i+u, j+v)\ ,$$

$$Disp\ (i, j) = \frac{1}{S^2} \sum_{u,v=0\ldots S-1} \left[disp\ (i+u, j+v) + \left(mean\ (i+u, j+v) - a(i, j) \right)^2 \right].$$

Промежуточному массиву $map0(i, j)$ размерностью *Nmap* x *Nmap* присваивается значение критерия риска $map0(i, j) = 1000 \cdot Disp(i, j) / a^2(i, j)$. Если значение $map0(i, j)$ превышает 255, что может быть на сильно неоднородных участках, то оно заменяется на 255.

Если количество затененных пикселей в окне превышает 10%, окну присваивается значение 255.

Если средняя яркость окна меньше *thresh_Bmean_min* или больше *thresh_Bmean_max*, считается, что окно имеет опасный общий наклон, и ему также присваивается значение 255.

7. **Учет соседних окон.** Хотя размер окна выбран так, чтобы он соответствовал заданному размеру площадки, для дополнительного обеспечения безопасности посадки в окончательной карте риска с весом 0,2 учитывается также «наихудшее» из соседних окон, не перекрывающихся с данным с тем, чтобы выбранная площадка не граничила с крупными неровностями поверхности:

$$Map(i, j) = 0.8 \cdot map0(i, j) + 0.2 \cdot \max\{map0(i \pm S, j \pm S)\}$$

Если код исходной карты $map0(i, j)$ был равен 255, то код $Map(i, j)$ остается равным 255. При этом, в частности, исключаются площадки, соседние с затененными, в соответствии требованиями раздела 4.5.

Во избежание выбора места посадки на краю изображения, где невозможно контролировать близость крупных неровностей, окнам в полосе шириной в 1 размер окна от границы изображения также присваивается максимальное значение кода риска 255.

8. **Выбор места посадки**. В качестве площадки для посадки выбирается окно с минимальным значением кода риска в области с центром в подспутниковой

точке и радиусом, равным максимальному расстоянию горизонтального маневра КА.

Пример построения фотометрической карты риска показан на Рисунке 4.10. Дальнейшие примеры приведены в Главе 6.

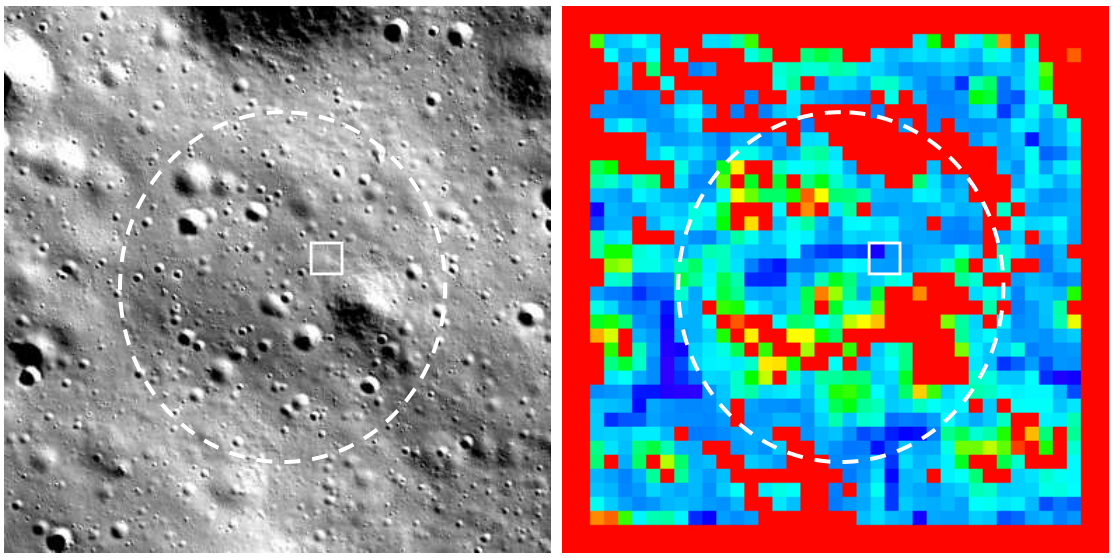


Рисунок 4.10. Пример построения фотометрической карты риска по фрагменту изображения Луны, полученному камерой NAC/LROC с разрешением 23 см: а – исходное изображение, б – карта риска, где при увеличении кода риска от 0 до 255 цвет изменяется от синего до красного; перекрытие окон – 50%; код риска окна представлен кодом риска левой верхней ячейки окна; границы горизонтального маневра КА показаны белой штриховой окружностью; выбранная площадка показана белым квадратом

4.8. Возможности комбинирования фотометрической карты риска с априорными картами наклонов поверхности

Основной недостаток фотометрического метода – его нечувствительность к общему наклону поверхности на базе, равной размеру окна. В частности, может быть выбрано фотометрически однородное окно, попадающее на ровный склон большого кратера, имеющий недопустимо большой наклон. Частично этот недостаток компенсирован фильтрацией окон с повышенной и пониженной средней яркостью, которые соответствуют склонам, обращенным к Солнцу и от Солнца. При другой ориентации опасных склонов средняя яркость окна может

быть близкой к яркости горизонтальной поверхности, и такие склоны не будут отфильтрованы.

В полной мере этот недостаток может быть преодолен путем дополнительного использования априорных карт наклонов поверхности (АКН). Требования к разрешению АКН гораздо ниже, чем к изображениям, используемым для построения фотометрической карты риска (ФКР). В идеале АКН должны содержать информацию о наклонах поверхности на базе 2-3 м (расстояние между опорами КА), в то время как разрешение изображений для построения ФКР должно быть на порядок лучше для распознавания камней размером ~30 см. Как компромисс, в сочетании с ФКР могут использоваться АКН и с большей базой, равной размеру выбираемой площадки ~20 м. Можно ожидать, что вероятность больших уклонов на базе 3 м на ровной площадке с малым уклоном на базе 20 м будет мала.

АКН могут быть построены по имеющимся топографическим моделям района посадки и содержат прямую информацию о наклонах поверхности на базе, равной разрешению карты. Имеются следующие возможности построения АКН:

1. Топографические модели высокого разрешения с разрешением 2 м, которые строятся по данным камеры NAC/LROC на КА LRO. Хотя снимками NAC/LROC покрыта почти вся поверхность Луны, покрытие поверхности Луны такими моделями составляет лишь около 1%, поскольку для их построения необходимо провести стереосъемку выбранных участков, т.е. съемку под различными углами вдоль трассы полета или с соседних орбит. Подобная модель в рамках сотрудничества была построена НАСА на район посадки КА «Луна-25» (Рисунок 4.4). При наличии таких моделей на места посадки будущих лунных миссий они могут использоваться для построения карты наклонов на базе 2-3 м. В этом случае существенная дополнительная информация, содержащаяся в ФКР – распределение камней и затененных участков.

2. Топографические модели районов посадки с разрешением ~10 м планируется построить по данным стереосъемок с помощью камеры ЛСТК в миссии «Луна-26». По таким моделям можно построить АКН на базе 10 м.

3. Резервным вариантом могут быть имеющиеся в настоящее время топографические модели LOLA с разрешением 30 м на широты выше 75° и с разрешение 20° на широты выше 80° (см. п.1.3).

Выводы к Главе 4

1. При посадке на Луну и другие небесные тела опасность представляют наклоны поверхности более 7-15° на базе 3 м, которые могут привести к опрокидыванию КА, а также выступы рельефа и камни высотой более 30 см, на которые может опереться днище КА, сделав невозможным фиксацию части его опор на поверхности.

2. На Луне и других безатмосферных телах, на которых распределение кратеров по размерам описывается равновесным распределением, на посадочной площадке размером 20 х 20 м^2 можно в среднем ожидать ~3 опасных кратера. Опасность при посадке представляют молодые кратеры диаметром более ~2 м, промежуточные по возрасту кратеры диаметром более ~2,5 и старые кратеры диаметром более ~4 м. В районе посадки КА «Луна-25» размером 30 х10 км площадная доля опасных уклонов более 7° составляет 38%. Данные оценки показывают необходимость автономного выбора наиболее безопасной площадки в процессе посадки, т.к. посадка «в слепую» сопряжена со значительным риском.

3. Предложен подход к построению карты риска, основанный на анализе фотометрической неоднородности ТВ изображений. Достоинствами фотометрического метода являются относительно небольшие вычислительные затраты, отсутствие необходимости в стабилизации КА, а также возможность идентификации затененных районов, которые следует избегать при посадке. В качестве статистического критерия фотометрической неоднородности поверхности, отражающего неровность ее рельефа, выбрана относительная дисперсия яркости изображения в пределах окна, соответствующего анализируемой площадке. Предложен эффективный вычислительный алгоритм построения фотометрической карты риска (ФКР).

4. Для подавления влияния мелкомасштабных неровностей рельефа необходимо предварительное усреднение получаемых изображений до разрешения 0,75-1,5 м.

5. Камни высотой более 30 см наиболее просто детектируются по отбрасываемым ими теням. Длина тени за камнем высотой 30 см при высоте Солнца 20° равна 82 см, а при высоте Солнца 5° - 340 см. Для ее детектирования требуется несколько лучшее разрешение камеры – 15-20 см. При этом неопасные камни и неровности рельефа меньшей высоты будут эффективно сглаживаться.

6. Основной недостаток фотометрического метода – его нечувствительность к общему наклону поверхности на базе, равной размеру окна, частично компенсируется введением порогов на среднюю яркость площадок.

7. Учет опасных уклонов поверхности в полной мере может быть реализован путем дополнительного использования априорных карт наклонов поверхности (АКН). Комплексирование АКН и ФКР позволяет избежать как больших наклонов поверхности, так и неровностей поверхности с размером меньше разрешения АКН.

ГЛАВА 5. АВТОНОМНАЯ ОПТИЧЕСКАЯ НАВИГАЦИЯ НА ТРАССАХ ПЕРЕЛЕТА И НА ОКОЛОПЛАНЕТНЫХ ОРБИТАХ

5.1. Задачи и требования к оптической навигационной системе на трассах перелета и околопланетных орбитах

Для навигации на околопланетных орбитах и на трассе перелета систему автономной оптической навигации необходимо оптимизировать в зависимости от требований конкретной миссии.

Рассмотрим для примера навигацию при полетах на Луну с использованием Пилотируемого транспортного корабля (ПТК). Для решения задач автономной оптической навигации на ПТК в ИКИ РАН разработаная оптическая навигационная система (ОНС) (Аванесов, Жуков и др., 2020).

В техническом задании на ОНС для ПТК (Навигационная…, 2015) требуется проводить навигационные измерения на орбитах перелета Земля-Луна и обратно и на окололунной орбите на высотах от 200 км и ниже.

Оптическая навигация на трассе перелета Земля-Луна, а также при полетах в дальний космос требует как начального поиска небесного тела, если положение КА и/или небесного тела недостаточно хорошо известны, так и прецизионных оптических измерений направления на центр тела. Оценка расстояния до небесного тела, которая проводится по его угловому размеру (см. главу 2), возможна с приемлемой точностью лишь вблизи от тела, где размер его изображения достаточно велик.

Навигационные измерения на трассе перелета должны проводиться с момента вывода КА на трассу перелета для подготовки коррекций траектории КА и продолжаться вплоть до вывода КА на орбиту для уточнения момента подачи тормозного импульса.

Особенностью навигационных измерений на трассах перелета является изменение расстояния до наблюдаемого тела в широких пределах. На трассе Земля-Луна расстояние до наблюдаемого объекта изменяется от ~400 тыс. км до ~100 км, т.е. на 3-4 порядка, и соответственно изменяется угловой размера тела (Рисунок 5.1). Это заставляет использовать для навигации на трассах перелета как камеры различного разрешения, так и различные методы навигации: по центру яркости на дальних расстояниях, пока размер изображения тела не превышает ~10 пикс., далее навигацию по горизонту и при подлете к планете – навигацию по контрольным точкам (см. главы 2 и 3).

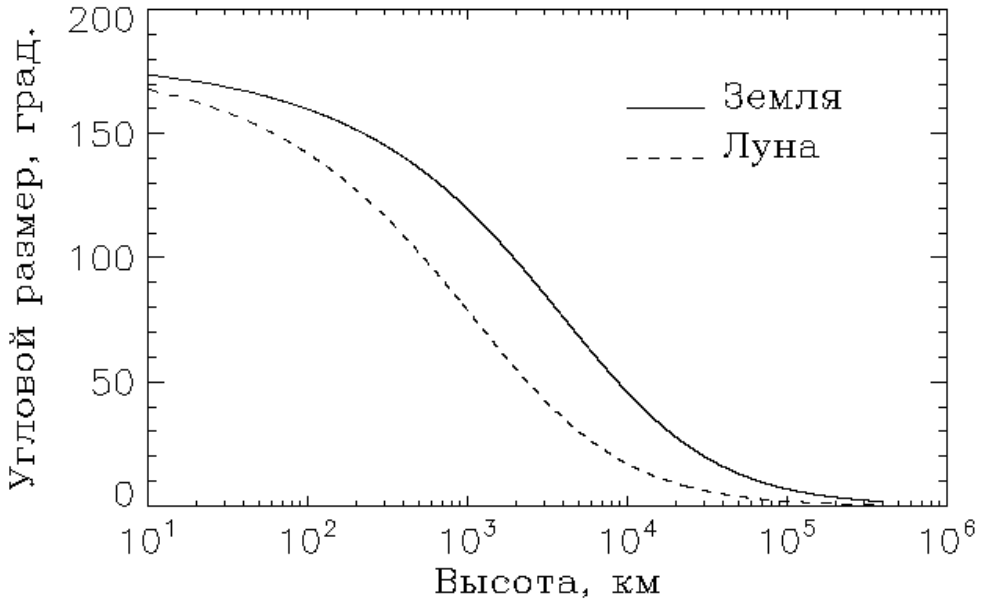


Рисунок 5.1. Угловой размер Земли и Луны в зависимости от высоты (расстояния до поверхности в подспутниковой точке)

После выхода на околопланетную орбиту осуществляются навигационные измерения как по горизонту, так и по КТ. Навигация по горизонту используется для начальной грубой оценки положения КА на орбите для того, чтобы ограничить область поиска контрольных точек. Она дает возможность ОНС работать полностью автономно, позволяя избежать необходимости использования прогнозной орбитальной информации.

Помимо того, что навигация по горизонту не требует априорной баллистической информации, она является практически безальтернативным методом оптической навигации на планетных орбитах при отсутствии априорных контрольных точек на поверхности планеты. Это может быть как в случае полетов к малоизученным планетам или спутникам, так и из-за невозможности выбрать контрольные точки на твердой поверхности, которая может быть не видна из-за плотной атмосферы (Венера) или вообще отсутствует (Юпитер, Сатурн, Уран, Нептун).

Навигация по контрольным точкам является наиболее точным методом оптической навигации. Для его эффективного использования как с точки зрения точности, так и времени обработки первостепенное значение имеет ограничение области поиска КТ на изображении. Начальная область поиска определяется по результатам навигации по горизонту или по баллистическому прогнозу. По мере накопления навигационных оптических измерений и их фильтрации точность баллистического прогноза повышается, и размер области поиска снижается. Ориентировочно размер области поиска можно принять равным пятикратной ошибке прогноза положения КА на момент получения изображения.

Необходимо учитывать, что навигация по КТ может оказаться невозможной, когда КА находится на затененной части орбиты или (в случае Луны и других безатмосферных тел) наблюдение проводится при малых фазовых углах, когда изображение поверхности становится малоконтрастным. Эти ситуации можно прогнозировать по оценке орбиты и углам Солнца и использовать при прохождении этих участков баллистический прогноз. С течением времени точность прогноза будет ухудшаться и в случае недостаточного количества накопленных измерений может стать хуже, чем обеспечивает навигация по горизонту. В этом случае должен осуществляться переход от прогноза к использованию результатов навигации по горизонту.

Учитывая указанные обстоятельства, требования к составу и характеристикам ОНС можно сформулировать следующим образом.

На заданных околопланетных орбитах угловой размер Луны составляет не менее 127º. Это определяет необходимость использования для навигации по горизонту широкоугольной навигационной камеры (ШНК) с объективом типа «рыбий глаз» (fisheye) с углом поля зрения ~180º.

С другой стороны, поскольку подобная ШНК имеет относительно низкое разрешение на поверхности, а также при измерениях по горизонту на дальних расстояниях, она должна быть дополнена узкоугольной навигационной камерой (УНК). Учитывая, что улучшение разрешения приводит к уменьшению поля зрения, разрешение УНК нет необходимости выбирать существенно лучше разрешения существующих глобальных топографических моделей Луны.

Помимо навигации на околопланетных орбитах, УНК целесообразно также использоваться для навигации по горизонту на трассе перелета до тех пор, пока угловой размер изображения планеты не превышает поля зрения камеры и при условии ее наведения на планету. В противном случае необходимо переходить на измерения по горизонту с помощью ШНК.

Взаимодействие между ШНК и УНК и переключение режимов съемки подробно рассматривается ниже в разделе 5.2.2.4.

Навигационные камеры должны быть дополнены звездными датчиками для определения их ориентации в инерциальном пространстве. Для перехода от инерциальной к планетоцентрической системе координат они должны быть обеспечены привязкой к абсолютному времени.

5.2. Оптическая навигационная система для ПТК

5.2.1. Характеристики оптической навигационной системы

С учетом рассмотренных выше требований в состав ОНС включены:

- широкоугольная навигационная камера (ШНК), предназначенная для определения положения космического аппарата по горизонту планеты и по

контрольным точкам на ее поверхности с низким пространственным разрешением;

- узкоугольная навигационная камера (УНК), предназначенная для уточнения положения КА по КТ, используя снимки более высокого разрешения;
- два звездных датчика, предназначенные для определения ориентации системы в инерциальной системе координат;
- блок обработки данных (БОД).

Все приборы являются унифицированными и строятся на базе разрабатываемых в ИКИ РАН звездных датчиков семейства БОКЗ. Они отличаются лишь объективами, светофильтрами и программным обеспечением. Характеристики оптических головок (ОГ) указанных приборов, выбранные на основе анализа в п.5.1, приведены в Таблице 5.1.

Таблица 5.1. Основные параметры оптических головок ОНС

Камера	**ОГ-ШНК**	**ОГ-УНК**	**ОГ-ЗД – 2 шт.**
Фокусное расстояние, мм	3,6	23	36
Относительное отверстие	1:4	1:3,3	
Размер кадра, пикс.	2048 x 2048		
Угловое разрешение δ, угл. сек	316	49,3	31,5
Поле обзора, угл. град	180	27,5	17,8
Спектральная зона, мкм	0,8 – 0,9	0,8 – 0,9	0,5 – 0,9

Функционально каждая ОГ и связанные с ней модули обработки данных и вторичного источника питания образуют измерительный канал ОНС. Таким образом, ОНС содержит четыре независимых измерительных канала: два звездных канала (ЗК), один ШНК и один УНК.

Взаимодействие и информационный обмен между измерительными каналами ОНС осуществляется через шину МПИ.

Конструкция блока оптических головок и блока обработки данных ОНС показана на Рисунке 5.2. Красным цветом на рисунке показаны съемные

элементы: имитаторы звезд на оптических головках звездных датчиков, имитаторы планеты на оптических головках ШНК и УНК, оптический кубик на раме блока оптических датчиков, заглушки разъемов на блоке обработки данных.

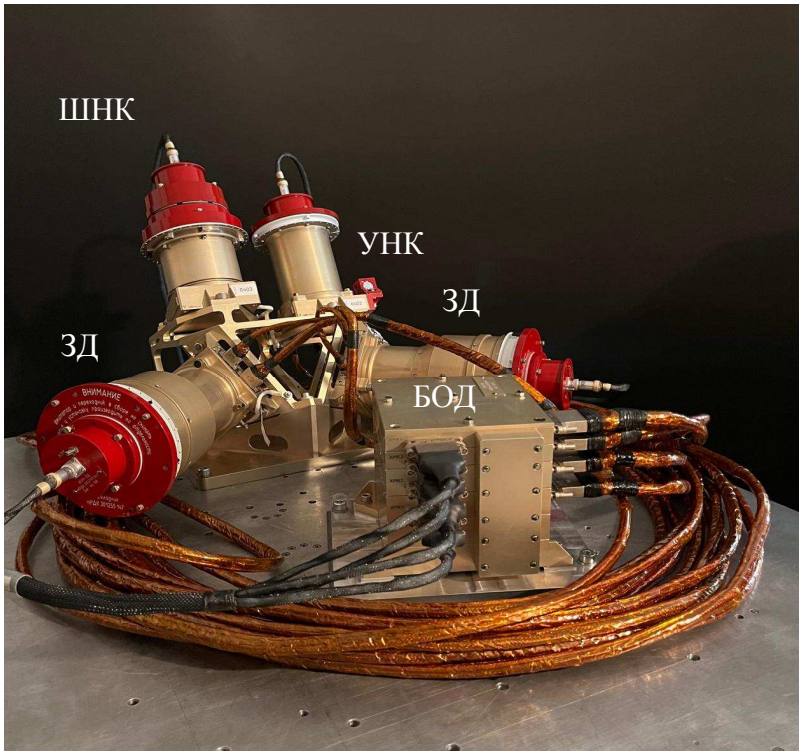


Рисунок 5.2. . Оптическая навигационная система для Пилотируемого транспортного корабля: ШНК – широкоугольная навигационная камера, УНК – узкоугольная навигационная камера, ЗД – звездный датчик, БОД – блок обработки данных; красным цветом обозначены используемые для тестирования съемные элементы (имитаторы горизонта и поверхности планеты и имитаторы звездного неба)

Все четыре оптических головки установлены на специальном кронштейне, монтируемом на корпусе ПТК. Внутренние системы координат всех ОГ с помощью теодолитов связываются между собой через зеркальный кубик.

В ОНС многое сделано для сохранения связанной системы координат всех ОГ в полете. Температура кронштейна и посадочных мест приборов стабилизируется системой терморегулирования ПТК через тепловую трубу. В качестве дополнительной меры для сохранения связи систем координат приборов

в конструкцию введены теплоотводы, позволяющие отводить избыточное тепло с бленд ОГ-ЗК.

На данном этапе ожидаются следующие ошибки взаимной выставки ШНК и УНК по отношению к звездным датчикам:

- случайная ошибка (3σ) - 10 угл.сек,

- систематическая ошибка для УНК – 1,5 угл.мин, для ШНК – 5 угл.мин.

В систематическую ошибку включаются ошибки калибровки, а также возможные ошибки, возникающие в результате упругих деформаций конструкции под воздействием температур. Таким образом, систематическая ошибка угловых измерений ШНК составляет около 1 пикселя, УНК – около 2 пикселей.

Каждая оптическая головка снабжена соответствующим ее назначению имитатором: звезд, горизонта планеты и элементов ее поверхности, что позволяет проводить проверки функционирования ОНС на разных этапах наземной отработки системы.

В приборах ШНК и УНК используется КМОП матрица форматом 2048 х 2048 пикселей, однако память камеры позволяет хранить лишь 1024 х 1024 пикселя. Таким образом, ШНК и УНК могут формировать очередной кадр в одном из следующих форматов:

- бинированный кадр размером 1024 х 1024 пикселя, охватывающий все поле зрения прибора,

- большое следящее окно, далее называемое «Фрагмент» форматом 1024 х 1024 пикселя с полным разрешением, охватывающее 0,25 площади поля зрения прибора,

- несколько окон в пределах всего поля зрения с полным разрешением и общей площадью, не превышающей 0,25 поля зрения прибора.

Приборы ШНК и УНК отличаются друг от друга полями зрения (Рисунок 5.3) и угловой разрешающей способностью (Рисунок 5.4). Угол поля зрения ШНК, равный 180° градусам, позволяет прибору, находящемуся на низкой окололунной орбите, наблюдать горизонт планеты и измерять направление на ее центр и угловой размер планеты, по которому оценивается расстояние до центра планеты.

Измерения выполняются с относительно низкой точностью, которая может быть улучшена почти на порядок за счет измерения направлений на группу КТ, находящихся в центральной части поле зрения прибора размером 90°.

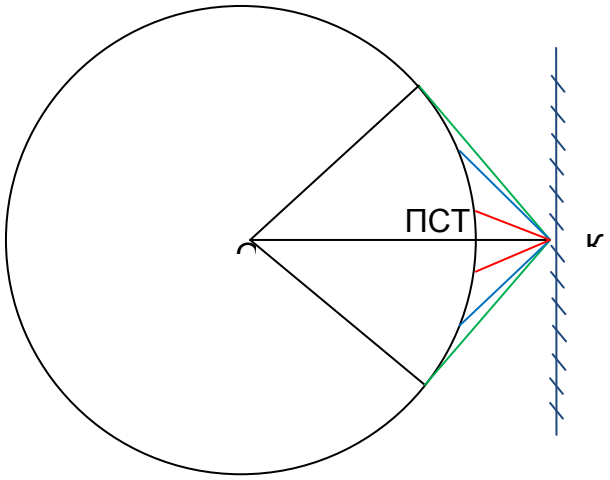


Рисунок 5.3. Поля зрения приборов ШНК и УНК, геометрия наблюдений: темно-синий – поле зрения ШНК (180º), синий – часть поля зрения ШНК в угле 90º, зеленый – угол зрения планеты (горизонта), красный – поле зрения УНК

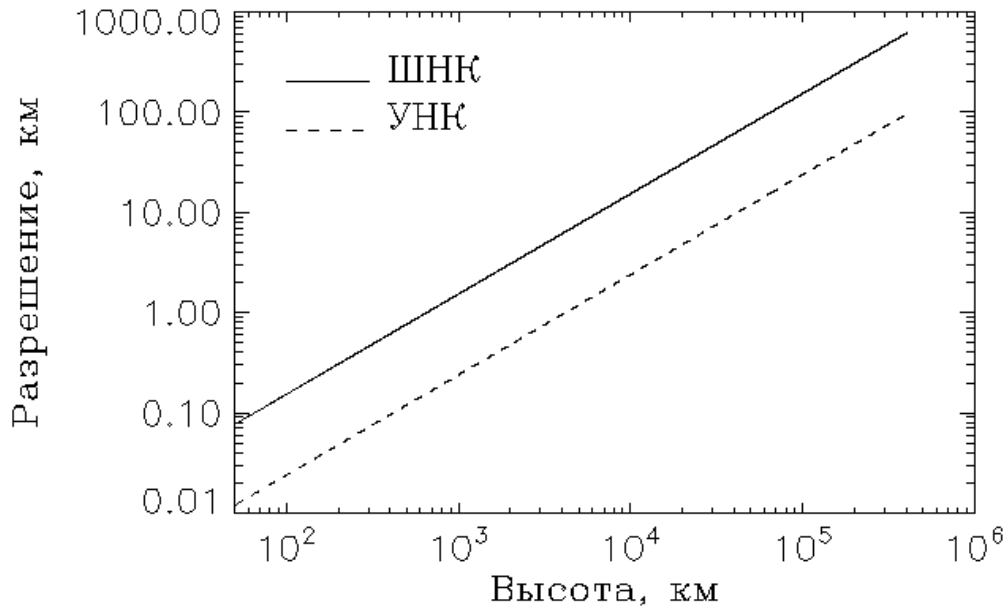


Рисунок 5.4. Разрешение ШНК и УНК в зависимости от высоты

УНК при поле зрения 27,5° имеет в 6 раз лучшее угловое разрешение, чем ШНК. Оба прибора устанавливаются на борту соосно. На низких окололунных орбитах УНК, как правило, не может самостоятельно определить направление на центр планеты по горизонту. Для того, чтобы УНК «видела» горизонт, КА должен развернуть камеру в соответствующее положение. В то же время, УНК может, пользуясь «подсказкой» от ШНК о положении и ориентации КА, выбрать из своего каталога контрольные точки, которые окажутся в ее поле зрения, распознать их, выполнить измерение направления на них и определить радиус-вектор КА с более высокой точностью, чем это может сделать ШНК.

В формировании радиуса-вектора КА в планетоцентрической системе координат участвуют измерения звездных датчиков. В этом и заключается взаимодействие всех приборов ОНС: двух ЗД, ШНК и УНК.

По аналогии со звездными датчиками, в ШНК и УНК при описании режима работы приборов используются термины: НО и «Слежение». У ШНК и УНК под НО понимается «Начальные определения» (у звездных датчиков режим НО обозначает «Начальная ориентация»).

Во время режима НО приборы ШНК и УНК наблюдают линию горизонта или КТ, определяют по ним радиус-вектор КА – Луна и координаты подспутниковой точки (ПСТ) в ПЦСК и проецируют их во внутреннюю систему координат. Процедура повторяется несколько раз, что позволяет сформировать краткосрочный прогноз движения ПСТ наряду с формированием баллистического прогноза движения КА. На этом функция НО заканчивается. Прибор переходит в режим слежения и постоянного обновления прогноза.

Используя баллистический прогноз положения и ориентации КА или прогноз движения ПСТ, прибор формирует на матрице фрагмент с центром в прогнозном положении ПСТ. Фрагмент используется в нескольких режимах работы приборов, приведенных далее в Таблице 5.2.

Также на основе прогноза положения и ориентации КА на момент следующего измерения в местах ожидаемого появления КТ формируются окна для их поиска.

По включении приборы ШНК и УНК выполняют самопроверки аппаратно-программных ресурсов, проверяют наличие внешних сигналов, а также оценивают внешнюю светооптическую обстановку.

5.2.2. Наземная геометрическая калибровка камер ОНС

Геометрическая калибровка камер устанавливает соответствие между координатами пикселей *(u,v)* вдоль строк и столбцов изображения и соответствующим им единичным вектором наблюдения **e** во внутренней системе координат (ВСК) камеры. Это соответствие ниже называется проекционной функцией камеры $\mathbf{e} = F_{cam}(u,v)$.

Геометрическая калибровка камер ОНС проводилась сотрудниками ИКИ РАН по методике, разработанной специалистами Московского государственного университета геодезии и картографии (МИИГАиК). Калибровка проводилась на специализированных «стендах», в качестве которых используются помещения, на стены, пол и потолок которых нанесены реперные точки (Рисунок 5.5). Вследствие разного фокусного расстояния и поля зрения ШНК и УНК используются помещения разного размера. Трехмерные координаты реперных точек измеряются с помощью теодолита. Реперные точки распознаются на изображениях и используются для определения параметров внешнего ориентирования камеры в системе координат теодолита и ее проекционной функции в ВСК.

Рисунок 5.5. Вверху – калибровочный стенд УНК (слева) и пример полученного на нем изображения УНК; внизу – калибровочный стенд ШНК (слева) и пример полученного на нем калибровочного изображения ШНК

Проекционная функция ШНК считается радиально симметричной (Рисунок 5.6) и описывается следующими соотношениями:

$$x = (u - u_c)d - x_0,$$

$$y = (v - v_c)d - y_0,$$

$$\begin{pmatrix} \theta_x \\ \theta_y \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} x \\ -y \end{pmatrix} \frac{1}{f},$$

$$\theta_d = \sqrt{\theta_x^2 + \theta_y^2},$$

$$\theta = \frac{\theta_d}{1 + \theta^2 K_1 + \theta^4 K_2 + \theta^6 K_3 + \theta^8 K_4 + \theta^{10} K_5},$$

$$\mathbf{e} = \begin{pmatrix} \frac{\theta_x}{\theta_d} \sin\theta \\ \frac{\theta_y}{\theta_d} \sin\theta \\ \cos\theta \end{pmatrix}.$$

где u_c = v_c = 1023.5 – координаты центра изображения, d = 0.0055 мм – размер пикселя, f – фокусное расстояние; x_0, y_0 – расстояние от центра матрицы до главной точки, K1, K2, K3, K4, K5 -– коэффициенты радиальной дисторсии.

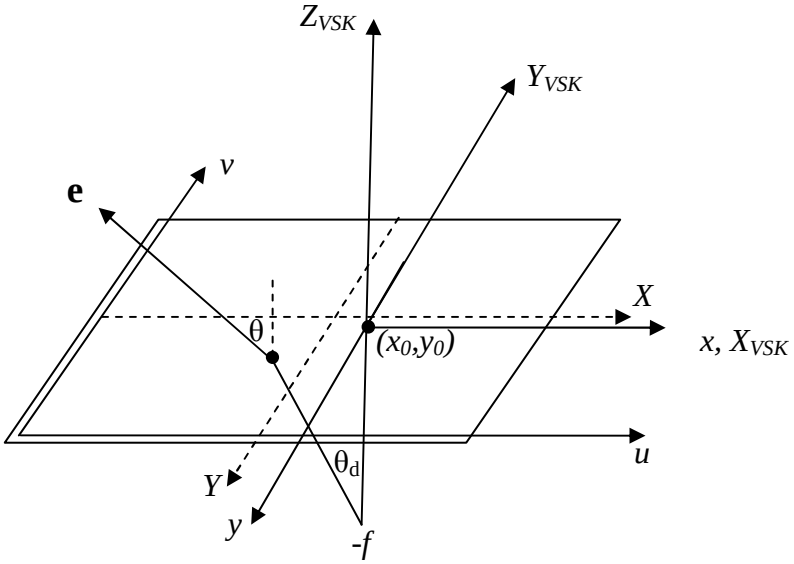


Рисунок 5.6. К определению проекционной функции ШНК

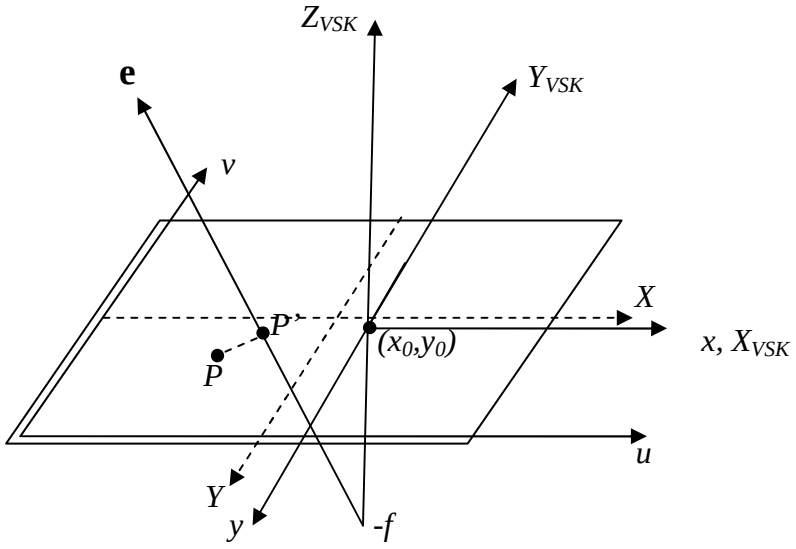


Рисунок 5.7. К определению проекционной функции УНК

Проекционная функция УНК описывается следующими соотношениями (Рисунок 5.7):

$$x = (u - u_c)d - x_0,$$

$$y = (v - v_c)d - y_0,$$

$$r^2 = x^2 + y^2,$$

$$x_{corr} = x - k_1 x r^2 - k_2 x r^4 - k_3 x r^6 - P_1(2x^2 + r^2) - 2P_2 xy - b_1 x - b_2 y$$

$$y_{corr} = y - k_1 y r^2 - k_2 y r^4 - k_3 y r^6 - P_2(2y^2 + r^2) - 2P_1 xy$$

$$\mathbf{e} = \frac{1}{\sqrt{x_{corr}^2 + y_{corr}^2 + f^2}} \begin{pmatrix} x_{corr} \\ -y_{corr} \\ f \end{pmatrix}$$

где k_1, k_2, k_3 - коэффициенты радиальной дисторсии; P_1, P_2 - коэффициенты тангенциальной дисторсии; b_1, b_2 - коэффициенты деформации снимка.

Калибровочные коэффициенты хранятся в параметрах настройки камер и используются при стендовой и бортовой обработке получаемых изображений. Они могут изменяться по командам с Земли.

Предусматривается проверка геометрической калибровки камер ОНС в полете по методике, аналогичной используемой при полетной калибровке камер КМСС на КА «Метеор-М» (см. п. 5.6.2).

5.2.3. Радиометрическая калибровка камер ОНС

Радиометрическая калибровка камер ОНС проводилась Я.Д. Эльяшевым на интегрирующей сфере. В результате определяют коэффициенты чувствительности камер в центре изображения и функция неравномерности чувствительности, которая аппроксимируется радиальными функциями:

$\eta_{cam}(u,v) = \cos^4(0.0002848\,r)$ - для ШНК,

$\eta_{cam}(u,v) = \cos^4(0.0001969\,r)$ - для УНК,

где r - расстояние от центра матрицы в пикселях. На краях кадра чувствительность камер уменьшается на 10-15%.

Предусматривается проверка радиометрической калибровки камер ОНС в полете по методике, аналогичной используемой при полетной калибровке камер КМСС на КА «Метеор-М» (см. п. 5.6.3).

5.2.4. Режимы работы оптической навигационной системы

В ШНК и УНК реализованы следующие основные режимы работы:

- горизонт (ШНК-Г, УНК-Г);
- поверхность (ШНК-П, УНК-П);
- автоматический (ШНК-А, УНК-А).

Режим «Горизонт

При работе в режиме «Горизонт» ШНК считывает с матрицы бинированный кадр, выделяет линию горизонта, фильтрует точки терминатора и вычисляет радиус-вектор КА в планетоцентрической системе координат с учетом данных

звездных датчиков ориентации (см. главу 2). Серия измерений фильтруется, по ним формируется прогноз движения КА. Результат измерений становится доступным для УНК и передается в телеметрию.

На расстоянии более 3600 км от поверхности Земли или на расстоянии 1000 км от поверхности Луны, когда угловой размер планеты становится меньше 80° (т.е. с некоторым запасом), ШНК переходит на измерения по горизонту с полным угловым разрешением по фрагменту размером 1024x1024 пикс. с центром в проекции ПСТ на плоскость изображения, что повышает точность измерений. Этот фрагмент условно называется «центральным», имея ввиду не центр изображения, а положение ПСТ. Прибор продолжает работать в этом режиме до высоты 22000 км над поверхностью Земли и 6000 км над поверхностью Луны, когда угловой размер планеты становится меньше 26° и могут осуществляться наблюдения всего диска планеты с помощью УНК. С этого момента рабочие измерения по горизонту выполняются с помощью УНК, а ШНК продолжает работу в фоновом режиме на случай сбоя УНК.

Измерения по горизонту с помощью УНК сначала ведутся по бинированному кадру, а на расстоянии 50000 км от поверхности Земли и 13000 км от поверхности Луны, когда угловой размер планеты становится менее 13°, УНК переходит на измерения по горизонту с полным разрешением в центральном фрагменте. На этом ресурсы УНК и ШНК по повышению углового разрешения исчерпываются.

На участке перелета, когда угловой размер той или другой планеты станет меньше угла 27,5°, появляется возможность одновременного наблюдения дисков планет двумя приборами, что позволяет выполнить совместную полетную калибровку всех измерительных каналов ОНС. Полетную калибровку нужно проводить и в других режимах (см. ниже) всегда, пока есть совместные измерения ШНК и УНК, усредняя полученные ими ошибки измерения направления на центр планеты на большой измерительной базе. На околоземных орбитах для калибровки может также использоваться априорная информация о координатах КА от борта с использованием глобальных спутниковых навигационных систем (ГЛОНАСС, GPS).

Режим «Горизонт» будет основным на трассе перелета Земля-Луна.

Режим «Поверхность»

В режиме «Поверхность» приборы ШНК и УНК должны иметь на входе информацию о радиус-векторе КА-планета в планетоцентрической системе координат, полученную от измерений по горизонту или по баллистическому прогнозу движения КА. При наличии этих данных приборы обращаются к имеющимся в их составе каталогам контрольных точек на поверхности планеты. Для ШНК из каталога вызываются КТ, находящиеся в «центральном» фрагменте 90° x 90°, вырезанном в его поле зрения вокруг проекции ПСТ на матрицу прибора. Для УТК из каталога вызываются КТ в пределах всего его поля зрения 27,5° x 27,5° вокруг прогнозируемой точки пересечения ее оптической оси с поверхностью планеты.

В ШНК режим «Поверхность» может реализовываться на основе бинированного кадра или центрального фрагмента с полным разрешением, в УНК – на основе бинированного кадра или окон с полным разрешением, выбираемых по всей площади кадра. Смена форматов выполняется по параметрам, которые присоединяются к команде «Поверхность».

Одновременные измерения координат одних и тех же КТ с помощью ШНК и УНК могут использоваться для их совместной калибровки со звездными датчиками.

Ожидается, что режим «Поверхность» будет использоваться на околокруговых орбитах вблизи Луны. На расстояниях более 2500 км от поверхности Луны измерения по КТ с помощью ШНК могут иметь меньшую точность по сравнению с измерениями по горизонту. В этом случае, с одной стороны, разрешение на горизонте становится близким к разрешению по поверхности, а с другой стороны количество опорных точек, используемых при измерениях по горизонту, значительно больше. Для УНК измерения по КТ могут уступать по точности измерениям по горизонту на расстояниях больше 5600 км от поверхности Луны.

Режим «Автоматический»

Приборы ШНК и УНК могут включаться в режим «Автоматический» по отдельности или вместе, который предполагает автоматический выбор и переключение режимов «Горизонт» и «Поверхность».

В обоих приборах используются практически одинаковые алгоритмы работы. Имеющиеся в них незначительные отличия связаны лишь с константами, выбранными в соответствии с их разрешением и полями зрения. В штатных условиях эксплуатации предполагается, что режим «Автоматический» будет являться основным и устанавливаться сразу для обоих приборов. В этом случае ШНК и УНК взаимодействуют между собой, стремясь выполнить измерения радиус-вектора КА с максимально возможной точностью.

В условиях отсутствия априорной информации осуществляется начальный поиск планеты с помощью ШНК в режиме «Горизонт» по бинированному кадру, определяется направление на центр планеты и оценивается расстояние до него. Далее в зависимости от расстояния до планеты реализуются следующие приведенные в Таблице 5.2 программы измерений в соответствии с обсуждавшимися выше особенностями реализации режимов «Горизонт» и «Поверхность»

Таблица 5.2. Программы измерений в режиме «Автоматический»

<table>
<tr><td rowspan="2"></td><td colspan="2">Расстояние до поверхности, км</td><td colspan="2">Программа измерений</td></tr>
<tr><td>Земля</td><td>Луна</td><td>НО</td><td>Слежение</td></tr>
<tr><td>1</td><td></td><td>50-200</td><td>ШНК-ГП(бин.)</td><td>ШНК-П(фрагм.)</td></tr>
<tr><td rowspan="2">2</td><td rowspan="2">200-3600</td><td rowspan="2">200-1000</td><td colspan="2">ШНК-ГП(бин.)</td></tr>
<tr><td>УНК-П(бин.)</td><td>УНК-П(окна.)</td></tr>
<tr><td rowspan="2">3</td><td rowspan="2">3600-6000</td><td rowspan="2">1000-2500</td><td colspan="2">ШНК-ГП(фрагм.)</td></tr>
<tr><td>УНК-П(бин.)</td><td>УНК-П(окна.)</td></tr>
<tr><td rowspan="2">4</td><td rowspan="2">6000-22000</td><td rowspan="2">2500-5600</td><td colspan="2">ШНК-Г(фрагм.)</td></tr>
<tr><td>УНК-П(бин.)</td><td>УНК-П(окна)</td></tr>
<tr><td rowspan="2">5</td><td rowspan="2">22000-50000</td><td rowspan="2">5600-13000</td><td colspan="2">ШНК-Г(фрагм.)</td></tr>
<tr><td colspan="2">УНК-Г(бин.)</td></tr>
<tr><td rowspan="2">6</td><td rowspan="2">50000-400000</td><td rowspan="2">13000-400000</td><td colspan="2">ШНК-Г(фрагм.)</td></tr>
<tr><td colspan="2">УНК-Г(фрагм)</td></tr>
</table>

Примечания: 1. Г – режим «Горизонт», П – режим «Поверхность», ГП – режим «Горизонт» + режим «Поверхность»,

2. «бин.» – работа по бинированному кадру, «фрагм.» – работа с полным разрешением по центральному фрагменту; «окна» - работа по окнам с полным разрешением

3. Затененные программы являются резервными и в штатном режиме не используются.

В каждой программе работа начинается в режиме Начальные определения (НО). После достижения достаточной точности прогноза положения КА осуществляется переход в режим Слежение.

При переходе в режим Слежение изменяется алгоритм работы только УНК – переход от работы по бинированному изображению к работе по окнам, что позволяет увеличить точность измерений в 2 раза. В режимах НО и Слежение работа ШНК осуществляется по одинаковому алгоритму, что обеспечивает устойчивость измерений.

Исключение составляет случай работы на орбитах вокруг Луны высотой ниже 200 км (программа 1). Здесь при разрешении существующих глобальных топографических моделей Луны ~100 м в режиме «Поверхность» используется только ШНК. Переход на УНК в этом случае ничего не даст, кроме уменьшения поля зрения – все равно данные УНК нужно будет загрублять до разрешения модели. Поэтому в режиме Слежение осуществляется переход ШНК от работы в режиме «Горизонт-Поверхность» к работе по КТ по центральному фрагменту с полным разрешением. В этом случае стабильность процесса измерений не пострадает, т.к. для выделения центрального фрагмента не требуется большой точности прогноза (смещение ПСТ на несколько градусов от центра выделенного «центрального» фрагмента на навигацию ШНК по КТ существенно не повлияет).

ШНК и УНК автоматически адаптируются к условиям наблюдений на разных участках полета (программы 2-4). Для этого они постоянно контролируют расстояние до наблюдаемой планеты, выбирают оптимальные режимы измерений, переходя от работы по горизонту к КТ разного масштаба. В случае потери измерений по той или иной причине, оба прибора возвращаются в исходные состояние и снова начинают измерения, последовательно повышая их точность.

На больших расстояниях (программы 5 и 6), когда в поле зрения УТК попадает весь диск планеты, измерения проводятся только с помощью УНК в режиме «Горизонт». При этом различие между режимами НО и Слежение пропадает.

5.2.5. Оценка предельных погрешностей измерений координат КА

Априорная оценка погрешностей навигационных измерений НК при измерениях по горизонту и по КТ приведена в Таблице 5.3.

Таблица 5.3. Предельные расчетные погрешности измерения координат КА

Режим работы	Ошибка определения горизонтальных координат КА, км		Ошибка определения расстояния КА до центра планеты, км	
	случайная (3σ)	систематич.	случайная (3σ)	систематич.
ШНК по горизонту по бинированному изображению	Максимальная из 10 км и $0.003L_{гор}$	0.0015R	Максимальная из 10 км и 0.0015 $L_{гор}R/R_0$	0.001R
ШНК по горизонту с полным разрешением	Максимальная из 10 км и $0.0015L_{гор}$	0.0015R	Максимальная из 10 км и 0.00075 $L_{гор}R/R_0$	0.001R
ШНК по КТ по бинированному изображению	0.01H	0.0015H	0.02H	0.001H
ШНК по КТ по исходному изображению	0.005H	0.0015H	0.01H	0.001H
УНК по горизонту по бинированному изображению	Максимальная из 10 км и $0.0005L_{гор}$	0.0005R	Максимальная из 10 км и $0.00025L_{гор}$ R/R_0	0.001R
УНК по горизонту по исходному изображению	Максимальная из 10 км и $0.00025L_{гор}$	0.0005R	Максимальная из 10 км и $0.000125L_{гор}$ R/R_0	0.001R
УНК по КТ по бинированному изображению	0.0015H	0.0005H	0.015H	0.001H
УНК по КТ по окнам	0.00075H	0.0005H	0.0075H	0.001H

Здесь: H – высота КА (расстояние до поверхности планеты в ПСТ), R – расстояние до центра планеты, R_0 – радиус планеты, $L_{гор} = \sqrt{2R_0H + H^2}$ - расстояние до горизонта.

В ошибки измерений включены ошибки измерения ориентации ШНК и УНК с помощью ЗД: случайная (3σ) - 10 угл.сек и систематическая (ошибки межканальной калибровки и термоупругие деформации) – 1,5 угл. мин для УНК и 5 угл. мин для ШНК.

Ошибки представляются в системе координат RNB, где ось R направлена по радиус-вектору, ось N – в плоскости орбиты перпендикулярно радиус-вектору в

сторону движения КА, ось B – перпендикулярна плоскости орбиты и дополняет систему до правой. Координаты N и B называются горизонтальными координатами. Ошибка по оси R равна ошибке по высоте H. Ошибки в координатах ПСТ получаются умножением ошибок по координатам КА N и B на коэффициент $R_0/(R_0+H)$, где R_0 – радиус планеты.

При моделировании навигации по горизонту предельная ошибка из-за рельефа Луны составила 10 км по горизонтали и по высоте (см. раздел 5.4). Эта ошибка считается случайной. На трассах перелета при разрешении хуже 10 км эти тела кажутся эллиптическими (Земля) или сферическими (Луна). В этом случае случайная ошибка измерения горизонтальных координат принимается равной 0,3 пикс. разрешения на горизонте (1σ), а предельная – 1 пикс. (3σ).

Относительная случайная ошибка по высоте на перелете считается равной единице деленной на число пикселей, укладывающихся на диаметре изображения планеты (что соответствует ошибке измерения диаметра планеты в 1 пикс.). Объединяя оба случая, принимается максимальная из «орбитальной» и «перелетной» ошибок.

Случайная ошибка измерений горизонтальных координат КА по КТ складывается из ошибки определения положения КТ на изображении: 0,5 пикс. (1 σ) и ошибки внутренней калибровки камеры, которая из-за случайного положения КТ на изображении также считается случайной и равной 0,5 пикс. (1σ). В результате предельная случайная (3σ) ошибка измерения горизонтальных координат КА по КТ с некоторым запасом принимается равной 3 пикс.

По результатам моделирования (см. раздел 5.4) случайная ошибка измерения высоты КА принимается превышающей случайную ошибку измерения горизонтальных координат КА в 2 раза для ШНК и в 10 раз для УНК вследствие малого угла засечки.

Систематическая ошибка измерения горизонтальных координат КА определяется систематической ошибкой определения ориентации. Систематическая ошибка измерения высоты может возникнуть, например, из-за

изменения фокусного расстояния камеры. Предполагается, что она не превосходит 0,1%.

Графики зависимости предельных расчетных ошибок от расстояния до поверхности Земли и Луны при использовании режима «Автоматический» показаны на Рисунках 5.8 и 5.9.

На этих графиках случайные и систематические ошибки суммированы. Вертикальные линии разделяют интервалы расстояний, которые соответствуют различным программам измерений, приведенным в Таблице 5.3. При навигации по горизонту переключения между использованием бинированных и исходных изображений ШНК, а затем между использованием бинированных и исходных изображений УНК приводит к скачкообразному улучшению точности измерений. При навигации по КТ скачкообразное улучшению точности измерений в случае Луны происходит при переключении между ШНК и УНК на высоте 200 км.

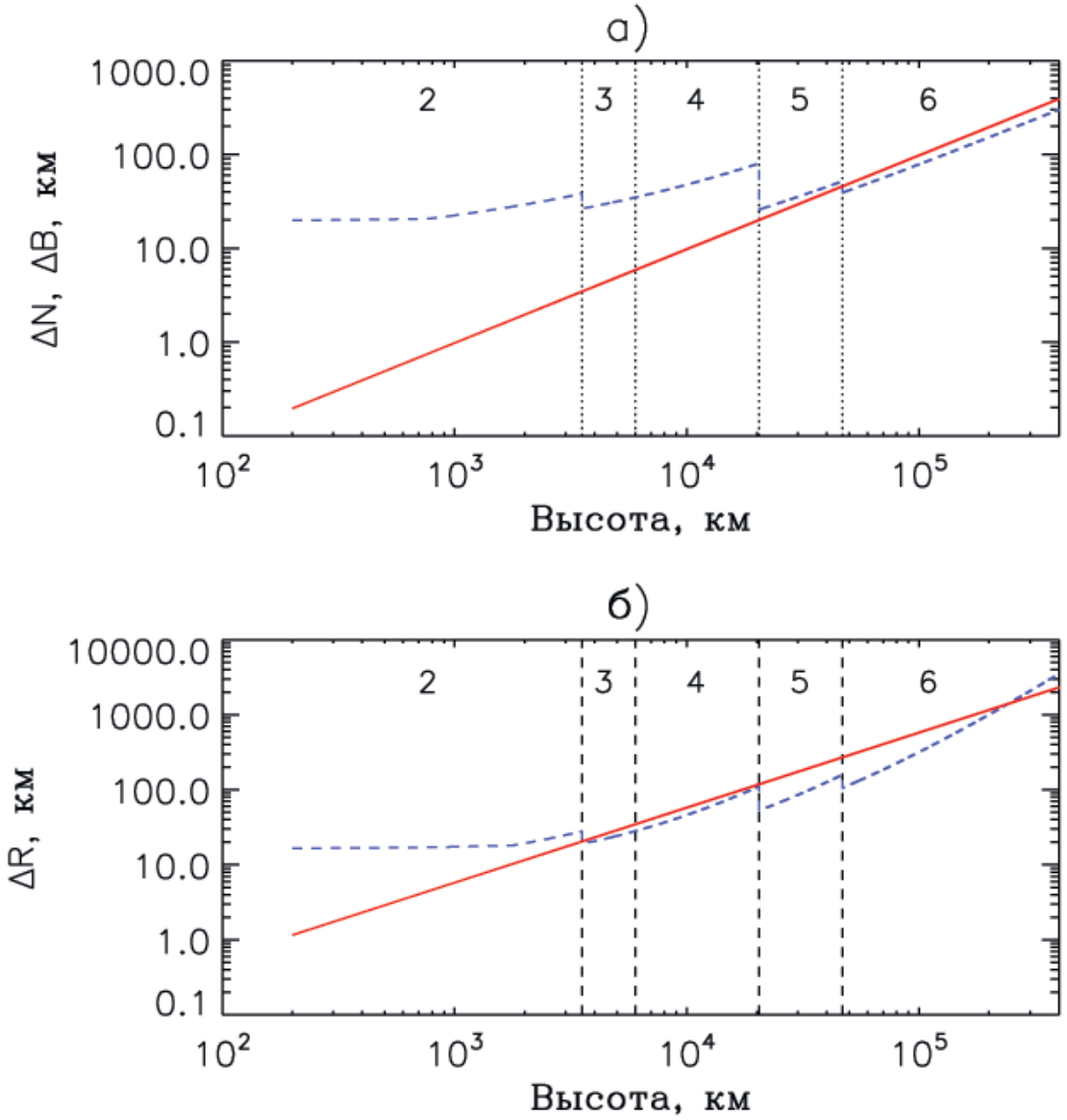


Рисунок 5.8. Зависимость предельных ошибок измерения горизонтальных координат (а) и высоты КА (б) в зависимости от высоты при наблюдении Земли на трассе перелета: синяя штриховая линия – измерения по ШНК и УНК горизонту, красная сплошная линия – измерения УНК по КТ

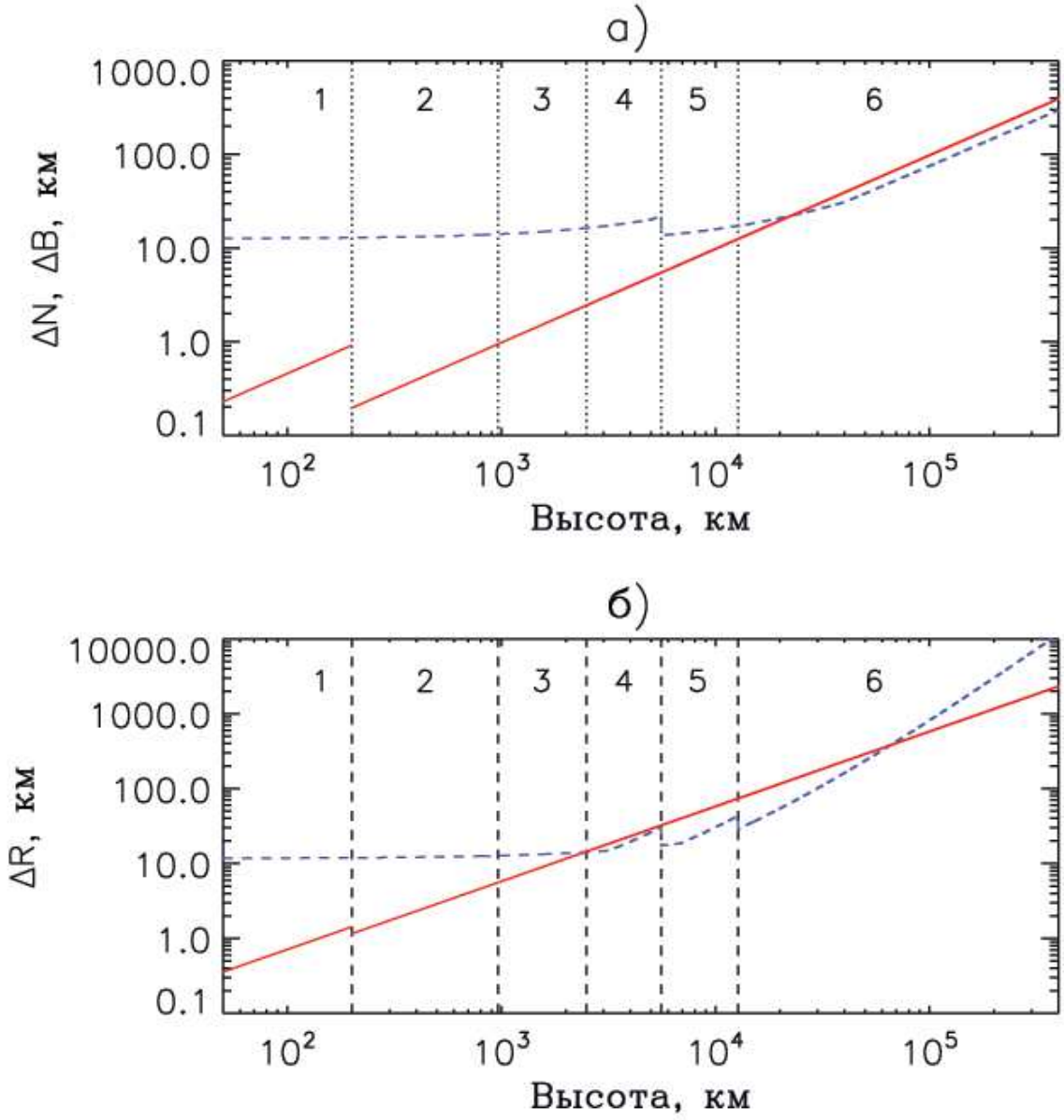


Рисунок 5.9. Зависимость предельных ошибок измерения горизонтальных координат (а) и высоты КА (б) в зависимости от высоты при наблюдении Луны на трассе перелета и на окололунных орбитах: синяя штриховая линия – измерения ШНК и УНК по горизонту, красная сплошная линия – измерения ШНК и УНК по КТ

5.3. Стенд для отработки методов автономной оптической навигации

5.3.1. Структура стенда

Для экспериментальной отработки ОНС создан специализированный стенд (Аванесов, Жуков, Сметанин, 2021), в состав которого входят стенд ШНК и стенд УНК, а также ранее созданные стенды звездных датчиков (Аванесов и др. 2003).

На стенде ШНК (Рисунок 5.10 вверху) с помощью управляющего компьютера на оптический проектор подаются рассчитанные изображения планеты, который проецирует их на полупрозрачный экран. С обратной стороны экрана под светонепроницаемым покрытием установлена оптическая головка ШНК, изображения с которой через блок интерфейсов подключаются к принимающему компьютеру (в режиме автономной отработки) или к БОД в составе ОНС.

На стенде УНК (Рисунок 5.10 внизу) рассчитанные изображения планеты выводятся на компьютерный монитор, с которого через коллиматорную линзу проецируются на оптическую головку УНК, подключаемую к регистрирующему компьютеру или БОД.

Размер изображений, подаваемых на проектор ШНК – 4096 x 2160 пикселей, на проектор УНК - 3840 x 2160, радиометрическое разрешение – 16 бит.

Проектор должен обеспечить формирование на апертуре камеры углового распределения поля яркости $B(u,v)$, которое с учетом обсуждаемых ниже ограничений стенда должно по своим геометрическим и радиометрическим характеристикам соответствовать угловому распределению поля яркости наблюдаемой планеты при заданном положении и ориентации камеры и положении Солнца. Здесь (u,v) – координаты пикселя изображения камеры, которые в соответствии с калибровкой камеры задают направление наблюдения для этого пикселя. Для этого необходима геометрическая и радиометрическая калибровка стенда.

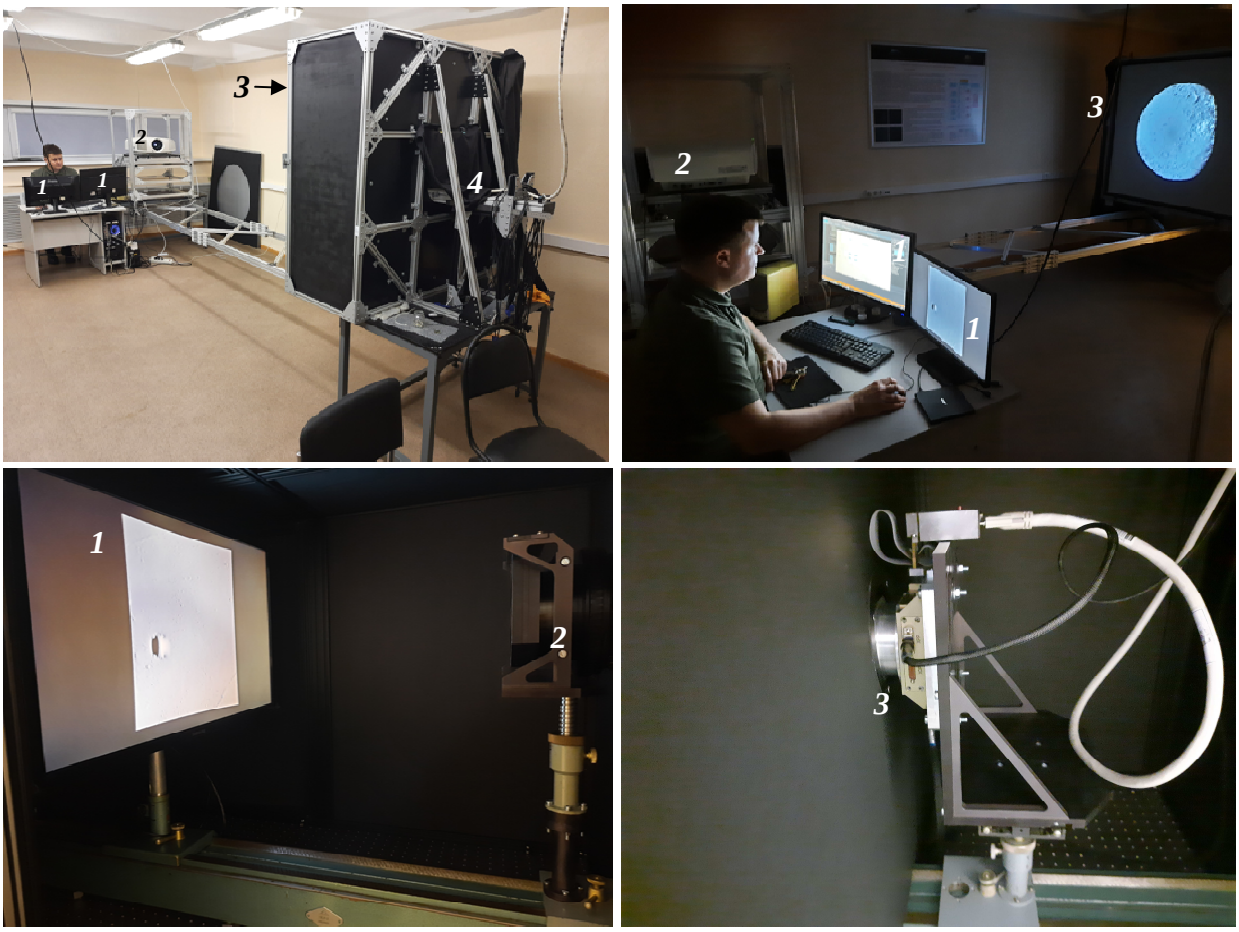


Рисунок 5.10. Стенд отработки технологии автономной оптической навигации: вверху – стенд ШНК (слева) и его проецирующая часть (справа): мониторы управляющего компьютера (1), оптический проектор (2), экран (3), оптическая головка ШНК (4, закрыта черным покрывалом); внизу: слева – проецирующая часть стенда УНК с проекционным монитором (1) и коллиматорной линзой (2), справа – регистрирующая часть стенда УНК с оптической головкой (3)

5.3.2. Геометрическая калибровка стенда

Цифровые изображения $A(m,n)$, подаваемые на проектор, строятся таким образом, чтобы его пикселю (m,n) приписывалась такая точка сцены, которую должен наблюдать пиксель камеры (u,v), соответствующий пикселю (m,n). Задачей геометрической калибровки стенда является определение функций $u(m,v)$

и $v(m,n)$. Для этого на проектор подается регулярная сетка точек (m_i,n_i), на полученном камерой изображении автоматически находятся образы этих точек, определяются координаты их центров яркости (u_i,v_i), устанавливается их соответствие с точками исходной регулярной сетки и по этой выборке путем интерполяции строятся функции $u(m,v)$, $v(m,n)$ для каждого пикселя (m,n).

На Рисунке 5.11 показаны примеры изображений калибровочной сетки, полученные ШНК и УНК на стенде. Ввиду сложной структуры геометрических искажений ШНК шаг калибровочной сетки для этой камеры уменьшается к центру и функции $u(m,n)$, $v(m,n)$ рассчитываются путем бикубической интерполяции значений этих функций, полученных на сетке. Для УНК используется регулярная сетка с постоянным шагом 100 пикселей и функции $u(m,n)$, $v(m,n)$ получаются путем аппроксимации точек сетки 2-мерным полиномом третьего порядка. При этом обеспечивается остаточное среднеквадратическое отклонение координат точек на сетке около 0,1 пикс.

Примеры калибровочных функций $u(m,n)$ и $v(m,n)$ стендов ШНК и ИНК показаны на Рисунках 5.12 и 5.13.

Геометрическая калибровка стенда выполняется автоматически перед началом каждого навигационного сеанса. После окончания сеанса калибровка проверяется, при необходимости вносятся поправки в параметры ориентирования камер и навигационный сеанс повторяется. В этом может возникать необходимость на стенде ШНК, который вследствие его большой длины чувствителен к повышению температуры помещения при работе стенда. Стенд УНК вследствие малого размера рабочего отрезка более стабилен.

Необходимо отметить, что геометрические калибровочные функции стенда $u(m,n)$, $v(m,n)$ зависят не только от геометрических характеристик проектора, но также от геометрических характеристик камеры (см. п.5.2.2).

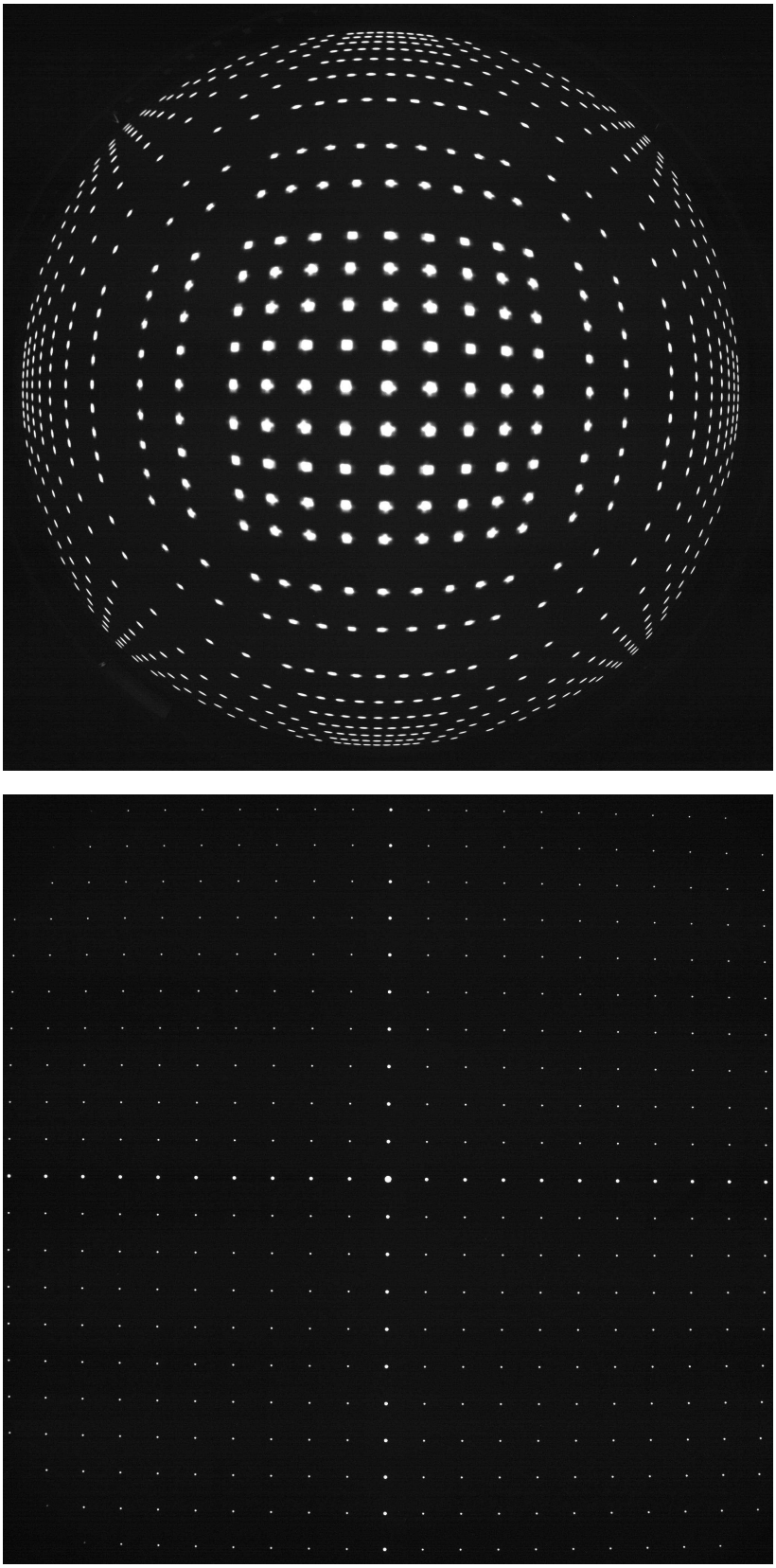


Рисунок 5.11. Изображения регулярной калибровочной сетки, полученные ШНК (вверху) и УНК (внизу) на стенде

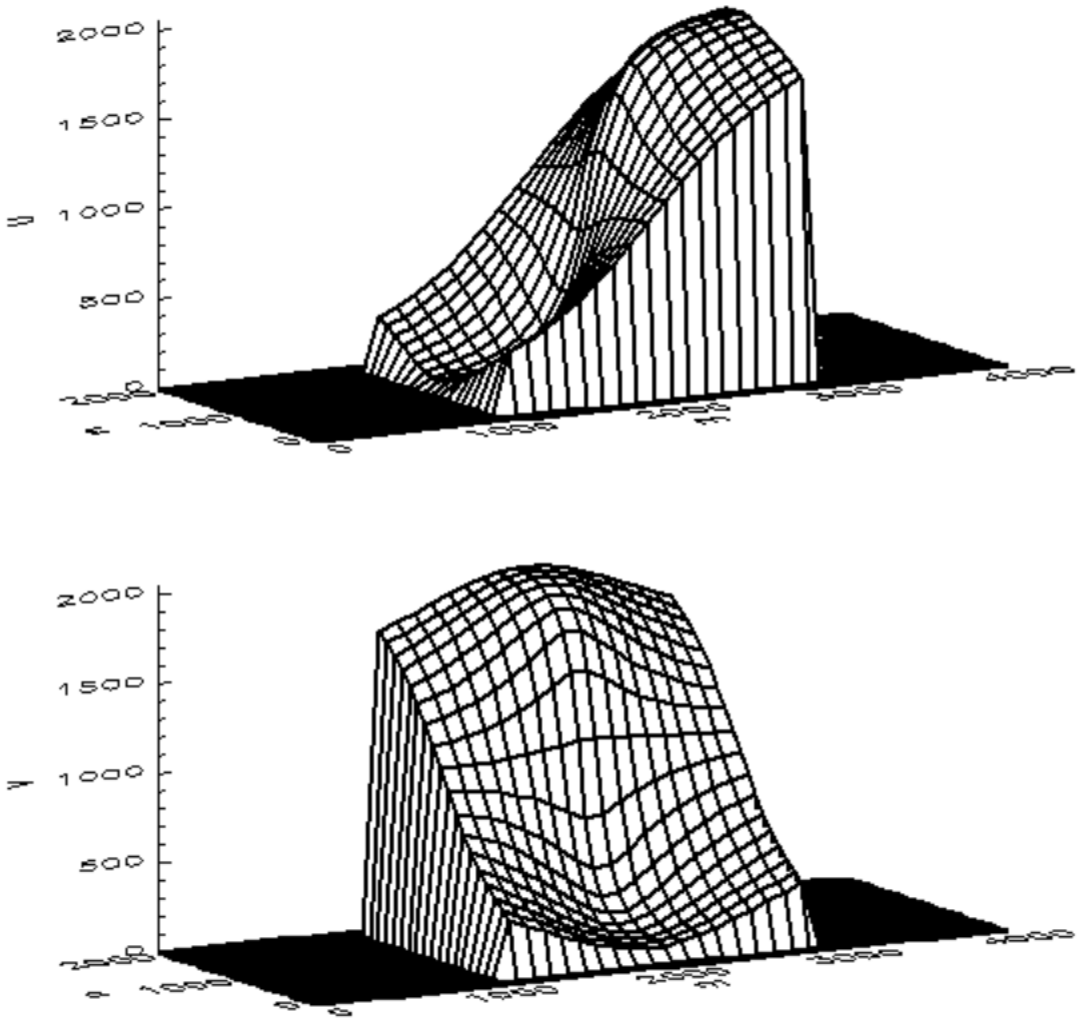


Рисунок 5.12. Функции геометрической калибровки стенда ШНК: вверху - $u(m,n)$, внизу - $v(m,n)$

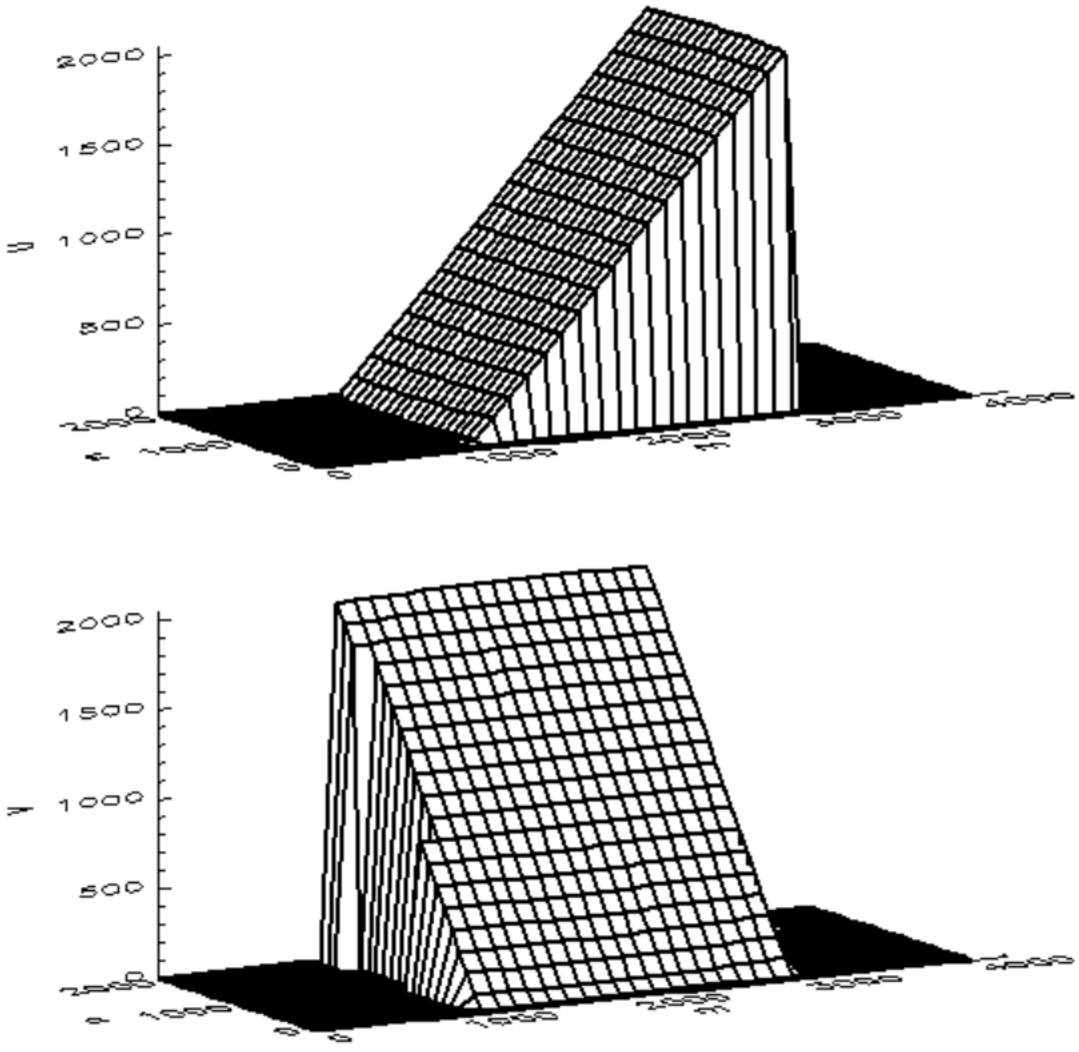


Рисунок 5.13. Функции геометрической калибровки стенда УНК: вверху - $u(m,n)$, внизу - $v(m,n)$

5.3.3. Радиометрическая калибровка стенда

Если на проектор подается цифровое изображение $A(m,n)$, то его преобразование в распределение яркости экрана $\tilde{B}(u,v)$, которое наблюдает камера, можно записать в виде

$$\tilde{B}(u,v) = \eta_{pr}(u,v)\, f_{pr}\big(A(m(u,v),n(u,v))\big) + D_{pr}(u,v)\,, \qquad (5.1)$$

где $f_{pr}(A)$ - функция светимости проектора, описывающая преобразование цифрового сигнала изображения, подаваемого на проектор, в яркость экрана в его центре,

$\eta_{pr}(u,v)$ - неравномерность светимости экрана проектора, нормированная в центре на 1,

$D_{pr}(u,v)$ - темновая яркость экрана проектора (яркость экрана проектора при подаче на проектор нулевого изображения),

$u(m,n)$, $v(m,n)$ - функции, связывающие координаты изображений, подаваемых на стенд и получаемых камерой, получаются по результатам геометрической калибровки.

Изображение, регистрируемое камерой, определяется распределением поля яркости экрана:

$$I(u,v) = \eta_{cam}(u,v) k_{cam} \tau\ f_{pr}\tilde{B}(u,v) + D_{cam}(u,v,\tau)\,, \qquad (5.2)$$

где k_{cam} - коэффициент чувствительности камеры, τ - время экспозиции, $\eta_{cam}(u,v)$ - функция неравномерности чувствительности камеры, нормированная в центре на 1, $D_{cam}(u,v,\tau)$ - темновой ток камеры. Поскольку режим съемки всегда выбирается так, чтобы обеспечить отсутствие насыщения КМОП-матрицы, зависимость ее цифрового сигнала от яркости можно считать линейной (в отличие от функции яркости проектора $f_{pr}(A)$). Радиометрические характеристики камеры калибруются независимо по интегрирующей сфере.

Распределение яркости экрана $\tilde{B}(u,v)$ должно адекватно моделировать реальное распределение яркости планеты и околопланетного пространства $B(u,v)$ с учетом ограничений стенда. Эти ограничения состоят, во-первых, в недостаточной яркости проектора для представления всего диапазона реально наблюдаемых яркостей планет и, во-вторых, в наличии темновой яркости проектора.

Недостаточная яркость проектора может быть компенсирована увеличением времени экспозиции камеры τ по сравнению с той, которая должна использоваться при реальной съемке. Учитывая линейность характеристики «свет-сигнал» камеры, указанная компенсация существенно не влияет на получаемые камерой изображения при прочих равных условиях.

Темновая яркость проектора не может быть устранена. Она приводит к некоторому увеличению темнового сигнала получаемых камерой изображений, что практически не влияет на результаты их навигационной обработки, поскольку используемые критерии выбора КТ и относительных ориентиров и их дескрипторы инвариантны к аддитивной составляющей сигнала. Поэтому задача состоит в моделировании на экране проектора распределения яркости $\tilde{B}(u,v)$, которое после вычета темновой яркости проектора должно быть пропорционально реальному полю яркости $B(u,v)$:

$$\tilde{B}(u,v) = k_B B(u,v) + D_{pr}(u,v), \qquad (5.3)$$

где k_B – коэффициент пропорциональности.

Для того, чтобы оптимально использовать 16-разрядный динамический диапазон проектора, максимальное значение изображения $A(m,n)$, равное 65535, должно соответствовать максимальному значению поля яркости B_{max}, которое может наблюдаться в навигационном сеансе, т.е.

$$f_{pr}(65535) = k_B B_{\max} \qquad (5.4)$$

Для того, чтобы при максимальной яркости проектора сигнал 10-разрядной камеры был около 4000, т.е. с некоторым запасом не входил в насыщение, время экспозиции ШНК выбрано равным 200 мс, УНК – 30 мс.

Задачей радиометрической калибровки стенда является определение функций $f_{pr}(A)$, $\eta_{pr}(u,v)$ и $D_{pr}(u,v)$. Калибровка выполняется непосредственно с помощью установленных на стенде камер ШНК и УНК, прошедших независимую радиометрическую калибровку.

Изображение, регистрируемое камерой, зависит как от характеристик проектора, так и от характеристик самой камеры в соответствии с соотношениями (5.1)-(5.3):

$$I(u,v) = \eta_{cam}(u,v)k_{cam}\tau\left(\eta_{pr}(u,v)\, f_{pr}\left(A(m(u,v),n(u,v))\right) + D_{pr}(u,v)\right) + D_{cam}(u,v) = \\ = \eta_{st}(u,v)\, f_{st}\left(A(m(u,v),n(u,v)\right) + D_{st}(u,v) \qquad (5.5)$$

где введены радиометрические характеристики стенда, зависящие от радиометрических характеристик проектора и камеры:

- $\eta_{st}(u,v) = \eta_{cam}(u,v)\eta_{pr}(u,v)$ - неравномерность чувствительности стенда, равная произведению неравномерности светимости экрана проектора и неравномерности чувствительности камеры,

- $f_{st} = k_{cam}\tau f_{pr}$ - функция преобразования сигнала изображения, подаваемого на проектор, в сигнал камеры, равная произведению функции светимости проектора и чувствительности камеры, которую можно назвать чувствительностью стенда,

- $D_{st}(u,v) = \eta_{cam}(u,v)k_{cam}\tau D_{pr}(u,v) + D_{cam}(u,v,\tau)$ - темновой сигнал стенда, равный сумме темного сигнала камеры и темновой яркости проектора, преобразованного в соответствии с чувствительностью камеры.

Радиометрические функции стенда определяются путем обработки изображений, получаемых камерой при подаче на проектор серии однородных изображений с сигналом изображения 0, 5000, 10000, …, 65000.

Изображение, получаемое камерой при подаче на проектор нулевого изображения, непосредственно дает значение темнового сигнала стенда. Для ШНК в среднем D_{st} = 308,5 при среднеквадратическом отклонении (СКО) равном 8,3, для УНК в среднем D_{st} = 306,2 при СКО = 9.0. В темновом сигнале стенда доминирует темновой сигнал камеры D_{cam}, который для ШНК и УНК при указанном времени экспозиции примерно равен 300. Поскольку разность среднего

темнового сигнала стенда и камеры меньше СКО темнового сигнала камеры, влиянием темновой яркости проектора можно пренебречь.

Зависимость сигнала камеры от сигнала изображения проектора в его центральной части за вычетом темнового сигнала дает чувствительность стенда $f_{st}(A)$ (Рисунки 5.14 и 5.15). Как для ШНК, так и для УНК функция $f_{st}(A)$ хорошо аппроксимируется квадратичной функцией:

$f_{st} = 9.44 \cdot 10^{-7} A^2$ - для ШНК,

$f_{st} = 8.07 \cdot 10^{-7} A^2$ - для УНК,

где числовые коэффициенты соответствуют времени экспозиции 200 мс для ШНК и 30 мс для УНК (они изменяются пропорционально времени экспозиции камер).

Поскольку в обоих случаях эта функция квадратична, то квадратичной является и функция светимости проектора:

$$f_{pr} = k_A A^2 \qquad (5.6)$$

Здесь коэффициент пропорциональности k_A зависит только от проектора (для ШНК или для УНК), но не от времени экспозиции камер. Квадратичная зависимость чувствительности стендов ШНК и УНК с хорошей точностью наблюдается по всему полю изображения.

Относительное распределение неравномерности чувствительности стенда, описываемое функцией $\eta_{st}(u,v)$, показано на Рисунке.5.16.

Для ШНК распределение чувствительности стенда в хорошем приближении является радиально симметричным, уменьшение чувствительности от центра к краю составляет около 50%. Для УНК оно проявляет более сложное несимметричное распределение, связанное с нерегулярным угловым распределением яркости компьютерного монитора. Уменьшение чувствительности в верхней части изображения УНК по отношению к центру составляет около 60%.

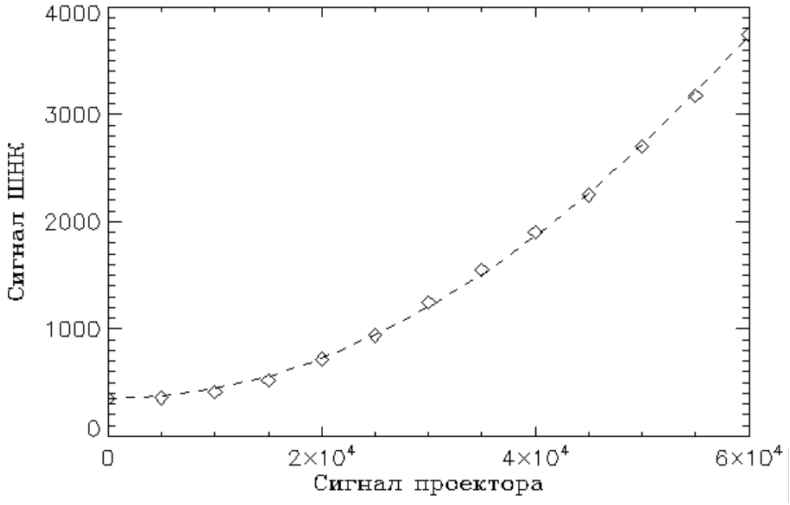


Рисунок 5.14. Зависимость сигнала изображения, получаемого ШНК в центре, от сигнала изображения проектора при времени экспозиции 200 мс

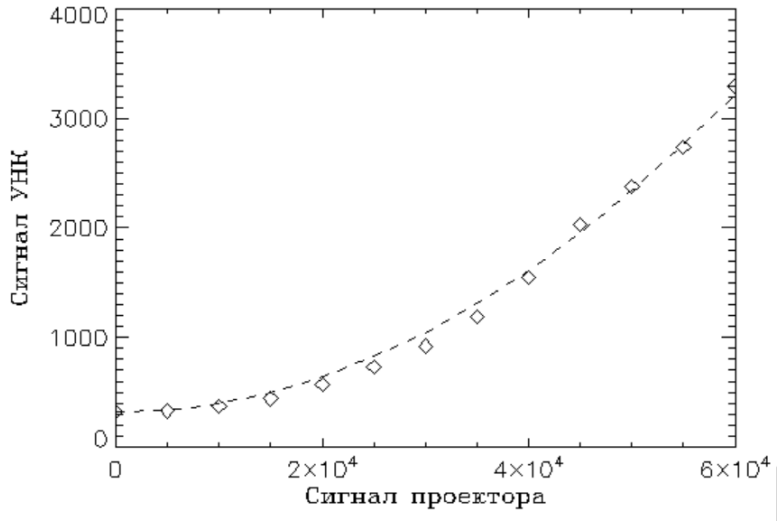


Рисунок 5.15. Зависимость сигнала изображения, получаемого УНК в центре, от сигнала изображения проектора при времени экспозиции 30 мс

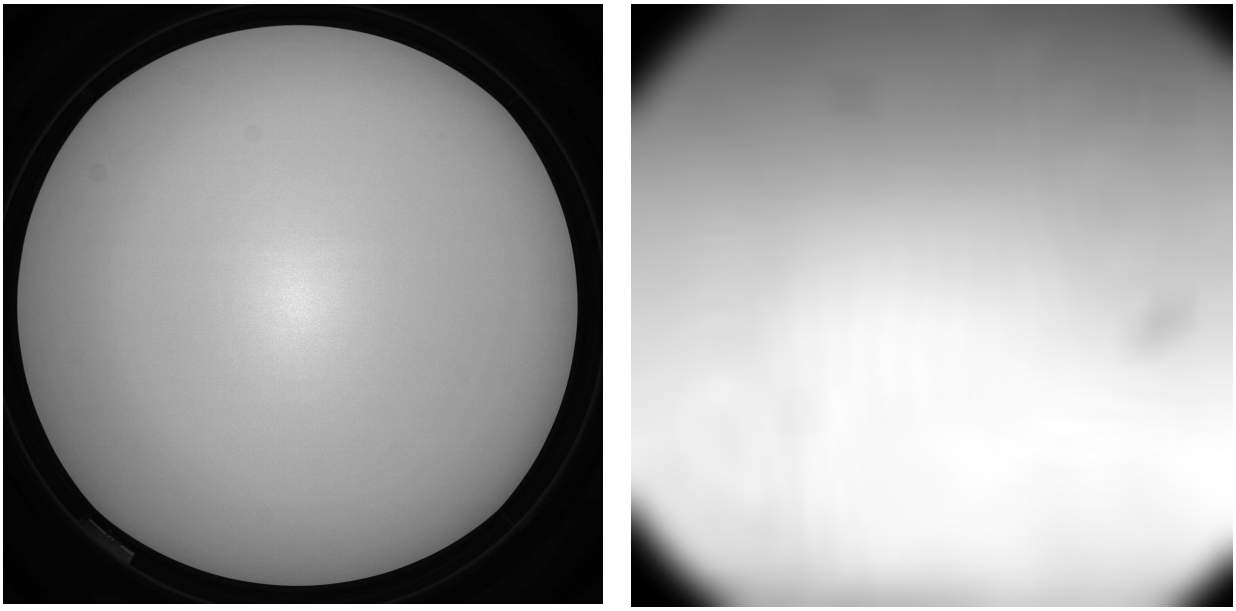


Рисунок 5.16. Неравномерность чувствительности стенда: слева – ШНК, справа – УНК

Неравномерность светимости экрана проектора определяется делением неравномерности чувствительности стенда на неравномерность чувствительности камеры:

$$\eta_{pr}(u,v) = \frac{\eta_{st}(u,v)}{\eta_{cam}(u,v)}$$

Неравномерность чувствительности камер, которая на краях кадра составляет 10-15% (см. п.5.2.3) вносит в несколько раз меньший вклад в неравномерность чувствительности стенда, чем проектор.

Рассмотренные результаты калибровки стенда используются при расчете цифровых изображений $A(m,n)$, подаваемых на проектор. Из соотношений (5.1), (5.3), (5.6) следует, что для того, чтобы на экране проектора получить распределение яркости, соответствующее моделируемому полю яркости $B(u,v)$, на проектор нужно подать цифровое изображение

$$A(m,n) = \sqrt{\frac{k_B B(u,v)}{k_A \eta_{pr}(u,v)}}$$

или, учитывая соотношение (5.4):

$$A(m,n) = 65535\sqrt{\frac{B(u,v)}{\eta_{pr}(u,v)B_{\max}}}$$

Здесь связь между координатами изображений, подаваемых на стенд и получаемых камерой, задается функциями $u(m,v)$ и $v(m,n)$, которые получаются по результатам геометрической калибровки.

5.3.4. Моделирование поля яркости Луны

Моделирование поля яркости Луны выполняется с использованием ее трехмерной модели и характеристик отражения следующим образом:

- задается дата и начальный момент времени t_0 (UTC) и начальный вектор состояния КА в ПЦСК (радиус-вектор $\mathbf{R}_0$ и вектор скорости $\mathbf{V}_0$), определяющие орбиту КА и для каждого следующего момента времени t, выбираемого с заданным интервалом Δt (обычно 1 или 3 с) выполняются следующие операции:

- путем интегрирования уравнений движения с использованием функций, предоставленных НПО «Энергия», вычисляется вектор состояния КА (**R, V**) в ПЦСК;

- по заданному закону изменения ориентации КА вычисляется матрица перехода из ВСК в ПЦСК $\mathbf{T}_{PCSK \leftarrow VSK}$; если камера находится в орбитальной ориентации, ее ось $Z_{ВСК}$ направлена по **–R,** ось $X_{ВСК}$ – по направлению векторного произведения **R**x**V**, ось $Y_{ВСК}$ – дополняет систему до правой, лежит в плоскости (**R, V**) и направлена в сторону движения КА;

- по заданному времени определяется единичный вектор направления на Солнце $\mathbf{e}_S$ в ПЦСК по алгоритму (Seidelmann et al, 2002);

- рассчитывается угловое распределение поля яркости планеты $B(u,v)$ в координатах изображения камеры.

Расчет поля яркости $B(u,v)$ выполняется следующим образом.

Для каждого пикселя (*u*,*v*) с использованием геометрической модели камеры рассчитывается единичный вектор наблюдения в ВСК $\mathbf{e}^{\mathrm{VSK}}$ и пересчитывается в ПЦСК: $\mathbf{e} = \mathbf{T}_{PCSK \leftarrow VSK}\mathbf{e}^{VSK}$.

Ищется точка пересечения луча наблюдения $\mathbf{r} = \mathbf{R} + L\mathbf{e}$, построенного из положения КА в направлении наблюдения, с используемой трехмерной моделью планеты (Рисунок 5.17). Здесь *L* – расстояние, отсчитываемое от КА вдоль луча.

Для этого сначала находится точка пересечения луча с «максимальным» эллипсоидом/сферой, в котором размеры полуосей (*a*, *b*, *c*) увеличиваются по сравнению с референц-эллипсоидом/сферой на максимальную высоту рельефа h_{max}:

$$L_{1,2} = \frac{-B \pm \sqrt{B^2 - AC}^{\,2}}{A} \qquad (5.7)$$

где $A = \left(\frac{e_x^{\,2}}{a'^2} + \frac{e_y^{\,2}}{b'^2} + \frac{e_z^{\,2}}{c'^2} \right)$, $B = \left(\frac{e_x X}{a'^2} + \frac{e_y Y}{b'^2} + \frac{e_z Z}{c'^2} \right)$, $C = \left(\frac{X^2}{a'^2} + \frac{Y^2}{b'^2} + \frac{Z^2}{c'^2} \right) - 1$,

$a' = a + h_{\max}$, $b' = b + h_{\max}$, $c' = c + h_{\max}$.

Для Луны можно принять h_{max} = 10 км.

Если точек пересечения нет (определитель в соотношении (5.7) отрицателен), то полагается $B(u,v)$ = 0 (данный пиксель смотрит “в космос”). Иначе, начиная с ближней точки пересечения L_1 с шагом ΔL, равным горизонтальному разрешению модели, вычисляется разность Δh высоты луча над референц-эллипсоидом/сферой и высотой рельефа, определяемой в этой точке по трехмерной модели поверхности.

После нахождения первой точки, где $\Delta h \le 0$, путем линейной интерполяции с предыдущей точкой находится точка пересечения луча с поверхностью $\mathbf{r}_0 = \mathbf{R} + L_0\mathbf{e}$. На этом поиск прекращается.

Если условие $\Delta h \le 0$ не выполняется на луче до дальней точки пересечения луча с максимальным эллипсоидом/сферой L_2, то полагается $B(u,v)$ = 0 (данный пиксель смотрит “в космос”).

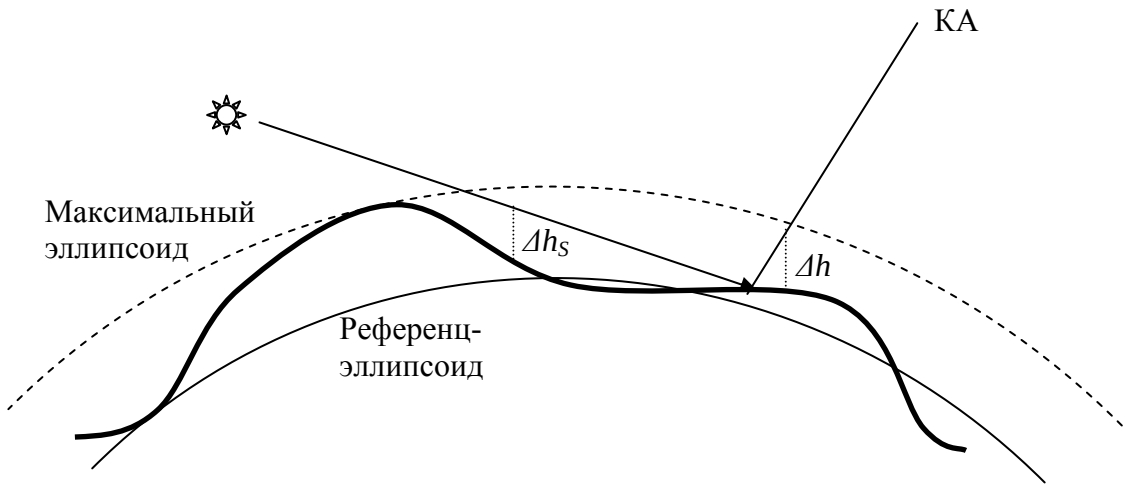


Рисунок 5.17. К расчету пересечения луча наблюдения с поверхностью и учету затенения

В найденной точке пересечения $\mathbf{r}_0$ рассчитывается значение коэффициента яркости планеты в заданном спектральном диапазоне (для ОНС – в ближнем ИК). Для этого для Луны расчет проводится по модели Хапке (см. п.1.3). При этом используется двумерная линейная интерполяция значения коэффициента яркости между его значениями в ближайших узлах сетки модели.

Далее проверяется затененность найденной точки от Солнца элементами рельефа. Для этого из найденной точки $\mathbf{r}_0$ строится луч в направлении на Солнце: $\mathbf{r} = \mathbf{r}_0 + L\mathbf{e}_S$ и, как и выше, с шагом ΔL проверяется разность Δh_S высоты луча над референц-эллипсоидом/сферой и высотой рельефа. Если в какой либо точке $\Delta h_S < 0$, то полагается $B(u,v) = 0$ (пиксель затенен от Солнца). Если условие $\Delta h_S \leq 0$ не выполняется до точки пересечения луча на Солнце с максимальным эллипсоидом/сферой, то пиксель считается незатененным.

Для иллюстрации на Рисунках 5.18 показаны рассчитанные изображения Луны, подаваемые на проекторы стендов ШНК и УНК, и изображения, регистрируемые камерами ШНК и УНК. Хорошо заметно искажение геометрии и распределения яркости выводимых на проектор изображений, введенное для

получения «правильных» геометрических и радиометрических характеристик регистрируемых изображений.

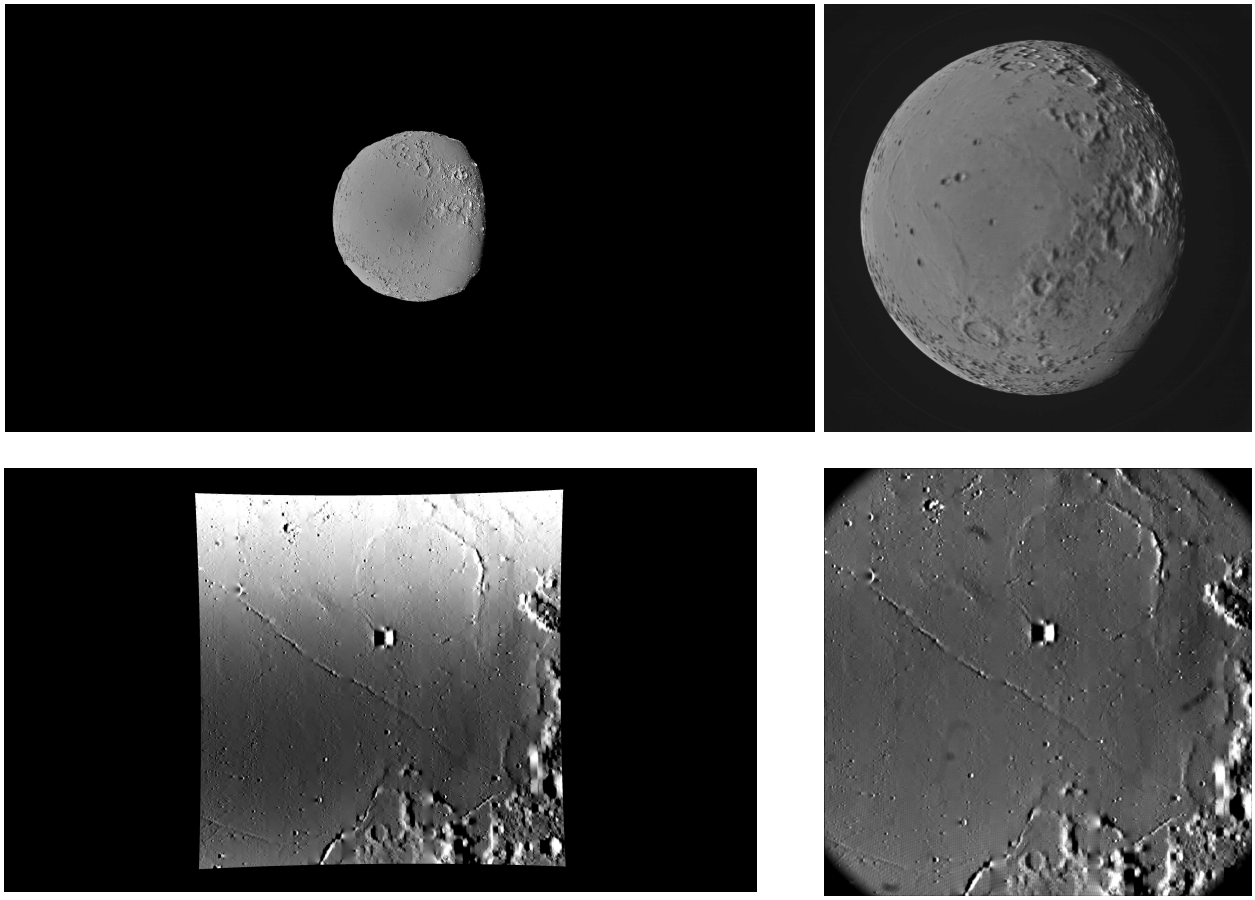


Рисунок 5.18. Примеры изображения Луны, выводимого на проектор стенда ШНК (вверху слева) и полученного камерой ШНК (вверху справа), и изображения Луны, выводимого на проектор стенда УНК (внизу слева) и полученного камерой ШНК (внизу справа)

Моделирование поля яркости других небесных тел может осуществляться аналогичным образом при задании их трехмерной модели и закона отражения.

5.4. Стендовая отработка системы автономной оптической навигации на окололунных орбитах

Для отработки на стенде выбирались полярные орбиты высотой 70, 100, 200, 400 и 800 км, которые начинаются над северным полюсом Луны и проходят над основной точкой посадки КА «Луна-25» к северу от кратера Богуславский (69,545 ю.ш., 43,544 в.д.). Координаты подсолнечной точки 1,0 с.ш., 119,3 в.д. в момент прохождения указанной точки выбраны также соответствующими условиям посадки КА «Луна-25». В этих условиях наблюдение проводится при малой высоте Солнца, которая около экватора составляет 15° и уменьшается до 4° на широте 78°. При более низком Солнце измерения по контрольным точкам не проводятся из-за сильного затенения. Измерения по горизонту проводятся вплоть до захода КА за терминатор.

Разрешение ШНК и УНК на этих орбитах и их поле зрения, используемое для детектирования КТ, приведено в Таблице 5.4. Как и в случае наблюдения Земли, у УНК для детектирования КТ используется все поле зрения, у ШНК – его центральная часть, соответствующая углам наблюдения в пределах ±45°. Полное поле зрения ШНК в пределах ±90° используется для навигационных измерений по горизонту. На орбитах ниже 200 км разрешение УНК значительно лучше разрешения КТ (118 м), а поле зрения становится сопоставимым с размером области определения КТ, вследствие чего в поле зрения УНК обычно попадает недостаточное количество КТ. Поэтому переход к навигационным измерениями по КТ от ШНК к УНК осуществляется на высоте 200 км. На бóльших высотах измерения ШНК проводятся только по горизонту.

Таблица 5.4. Разрешение и поле зрения ШНК и УНК на полярных орбитах

Высота, км	**ШНК**		**УНК**	
	Разрешение, м	**Поле зрения (±45°), км**	**Разрешение, м**	**Поле зрения, км**
70	107	140	17	34
100	153	200	24	48
200	307	400	48	96
400	614	800	96	192
800	1230	1600	192	384

На Рисунке 5.19 показаны примеры изображений ШНК и УНК, получаемые на стенде, с результатами определения дуги горизонта и найденными контрольными точками на поверхности Луны.

В Таблице 5.5 приведена доля снимков ШНК и УНК, в которых число опознанных КТ оказалось достаточным для проведения навигационных измерений. На высоте 200 км доля снимков УНК, по которым не удалось провести измерения по КТ, составила 3%, а на бóльших высотах – 1%. На высотах ниже 200 км ШНК позволила опознать достаточное количество КТ на всех изображениях, а на высотах выше 200 км распознаваемость КТ этой камерой резко ухудшилась из-за недостаточного разрешения стенда ШНК.

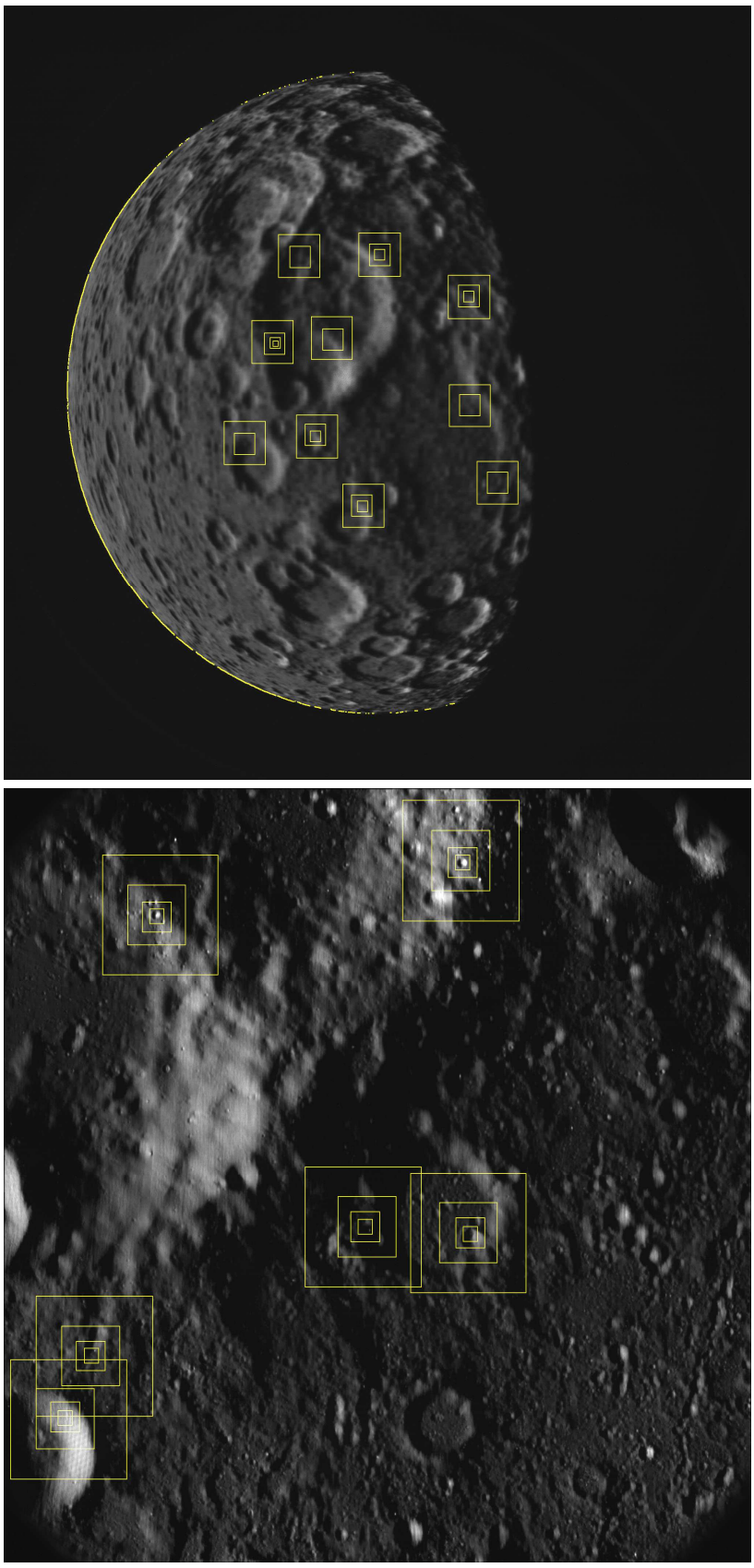


Рисунок 5.19. Примеры полученных на стенде изображений ШНК (вверху) и УНК (внизу) с высоты 200 км; желтым отмечены выделенные точки горизонта на изображении ШНК и контрольные точки на изображениях ШНК и УНК

Таблица 5.5. Отношение количества снимков, по которым было проведено измерение по контрольным точкам, к общему числу снимков

Камера	**Высота, км**				
	70	**100**	**200**	**400**	**800**
ШНК	172 / 172	250 / 250	296 / 297	-	-
УНК	-	-	287 / 297	264 / 267	275 / 277

Ошибки измерений координат КА на окололунных орбитах показаны на Рисунках 5.20-5.22, а их среднеквадратические значения (СКО) – в Таблице 5.6.

Таблица 5.6. Среднеквадратические ошибки стендовых измерений координат КА на окололунных орбитах (м)

Вид измерений	**Ось**	**Высота, км**				
		70	**100**	**200**	**400**	**800**
ШНК по горизонту	R(H)	660	722	1300	1311	1937
	N	2740	2362	2168	1746	1661
	B	2977	2663	2874	1547	2089
ШНК по контрольным точкам	R(H)	183	315	717	-	-
	N	106	155	417	-	-
	B	100	139	276	-	-
УНК по контрольным точкам	R(H)	-	-	185	220	411
	N	-	-	29	24	50
	B	-	-	35	26	46

СКО измерений ШНК по горизонту не превышает 2-3 км, а их максимальное значение лежит в пределах 10 км (Рисунок 5.20). Ошибки измерения высоты по горизонту возрастают с увеличением высоты. Однако ошибки в горизонтальной плоскости (NB) в целом убывают, что связано с уменьшением чувствительности к рельефу горизонта (на Луне перепад высот поверхности относительно референц-сферы достигает 10 км). Влияние рельефа определяет и большой интервал автокорреляции ошибок по горизонту, т.е. их медленное изменение вдоль трассы полета.

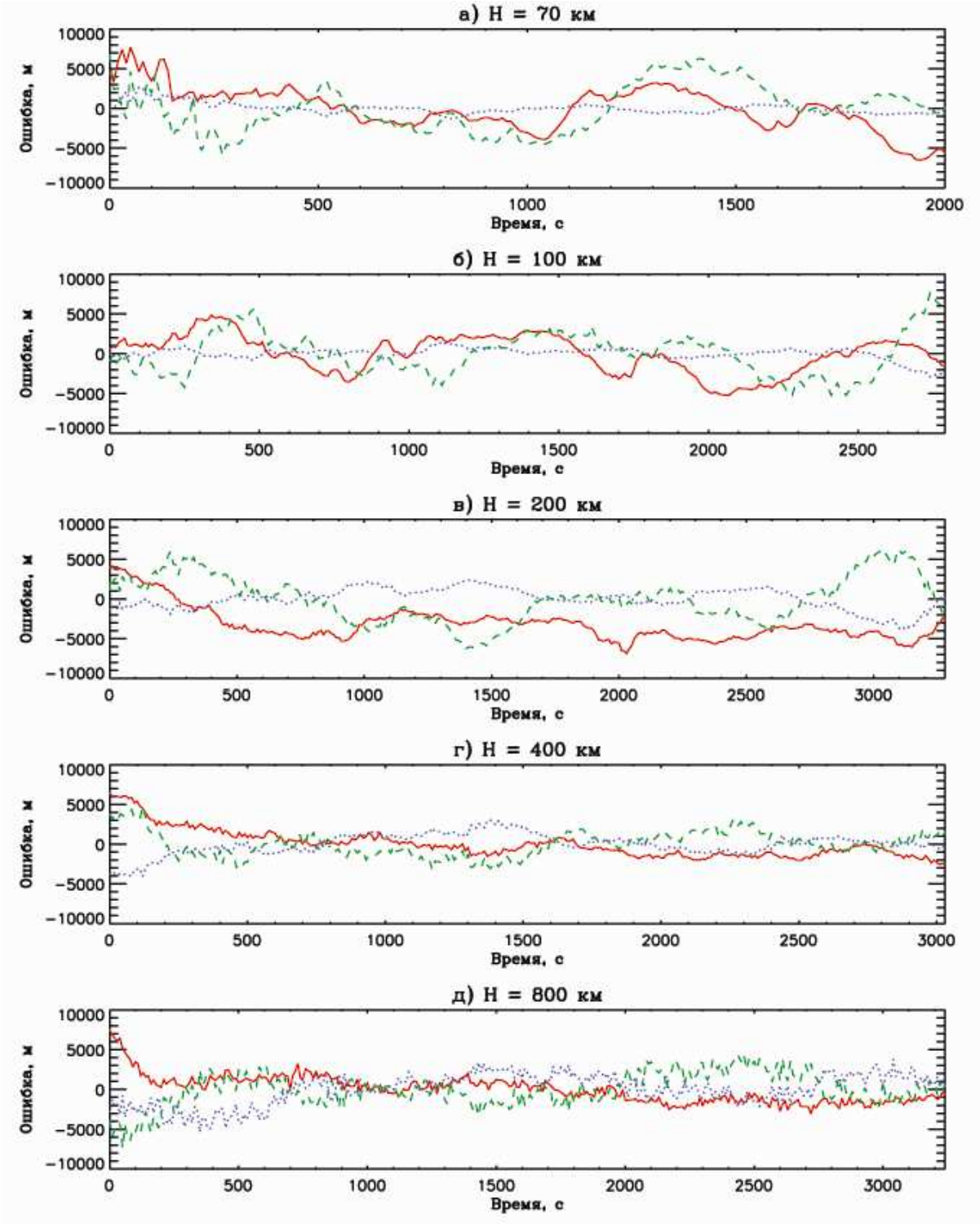


Рисунок 5.20. Ошибки стендовых измерений координат КА с помощью ШНК по горизонту на окололунных полярных орбитах высотой 70, 100, 200, 400 и 800 км: синяя линия – ошибка по высоте; красная линия – ошибка в плоскости орбиты; зеленая линия – ошибка в направлении, перпендикулярном плоскости орбиты

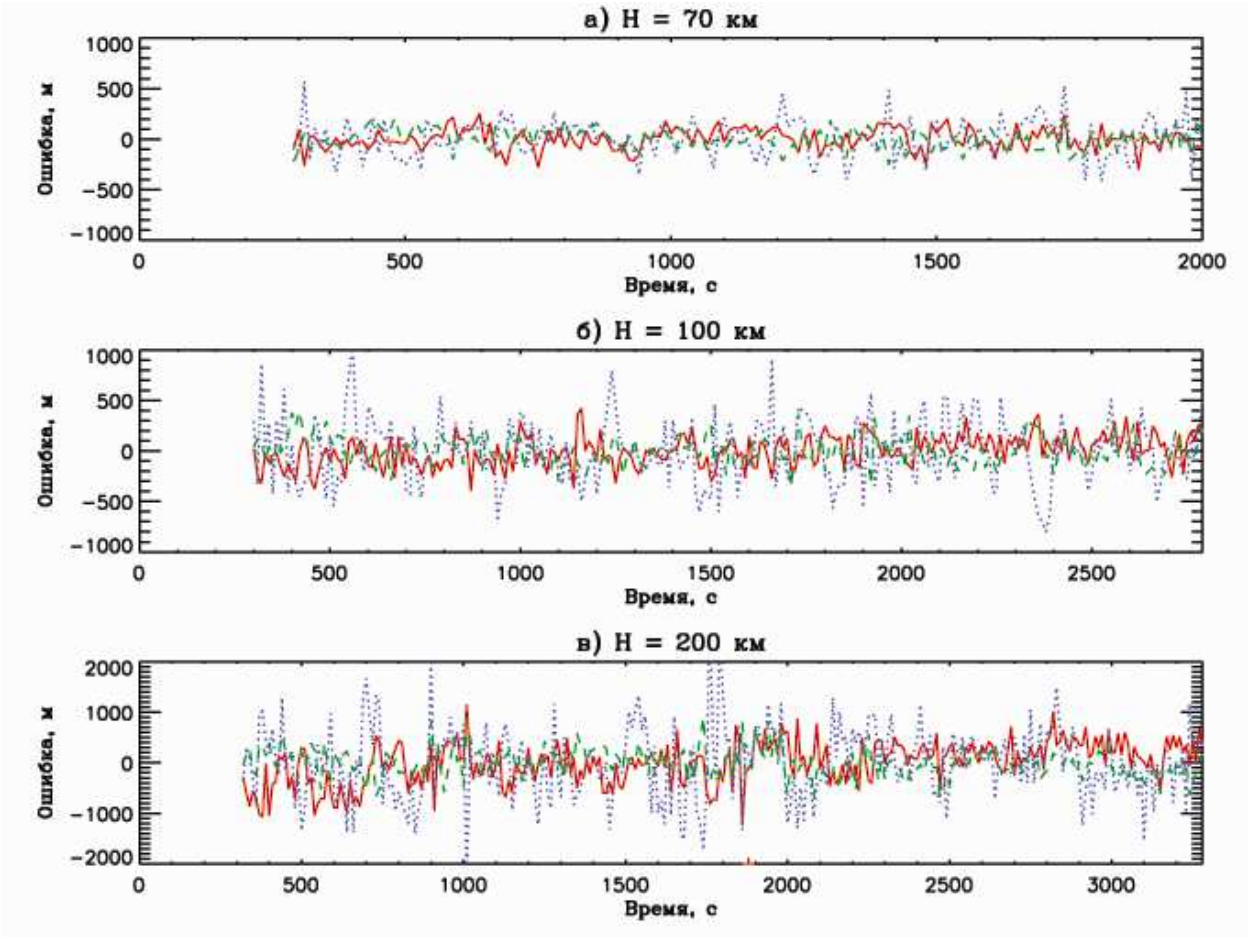


Рисунок 5.21. Ошибки стендовых измерений координат КА с помощью ШНК по контрольным точкам на окололунных полярных орбитах высотой 70, 100 и 200 км: синяя линия – ошибка по высоте; красная линия – ошибка в плоскости орбиты; зеленая линия – ошибка в направлении, перпендикулярном плоскости орбиты

Ошибки ШНК по контрольным точкам в горизонтальной плоскости на порядок меньше, чем по горизонту (Рисунок 5.21), с СКО не более нескольких сотен метров, а максимум – в пределах 1 км. Ошибки по высоте примерно в 2 раза больше, чем в горизонтальной плоскости, что определяется углом засечки контрольных точек, который лежит в пределах 90°. Ошибки по контрольным точкам в целом увеличиваются с высотой и слабо коррелированны вдоль орбиты.

На высотах 200 км и выше СКО измерений УНК по контрольным точкам в горизонтальной плоскости составляет около 50 м, а максимальные ошибки не превышают 200-300 м (Рисунок 5.22). Ошибки по высоте в этом случае почти на порядок больше, чем по горизонтали из-за недостаточного угла засечки УНК.

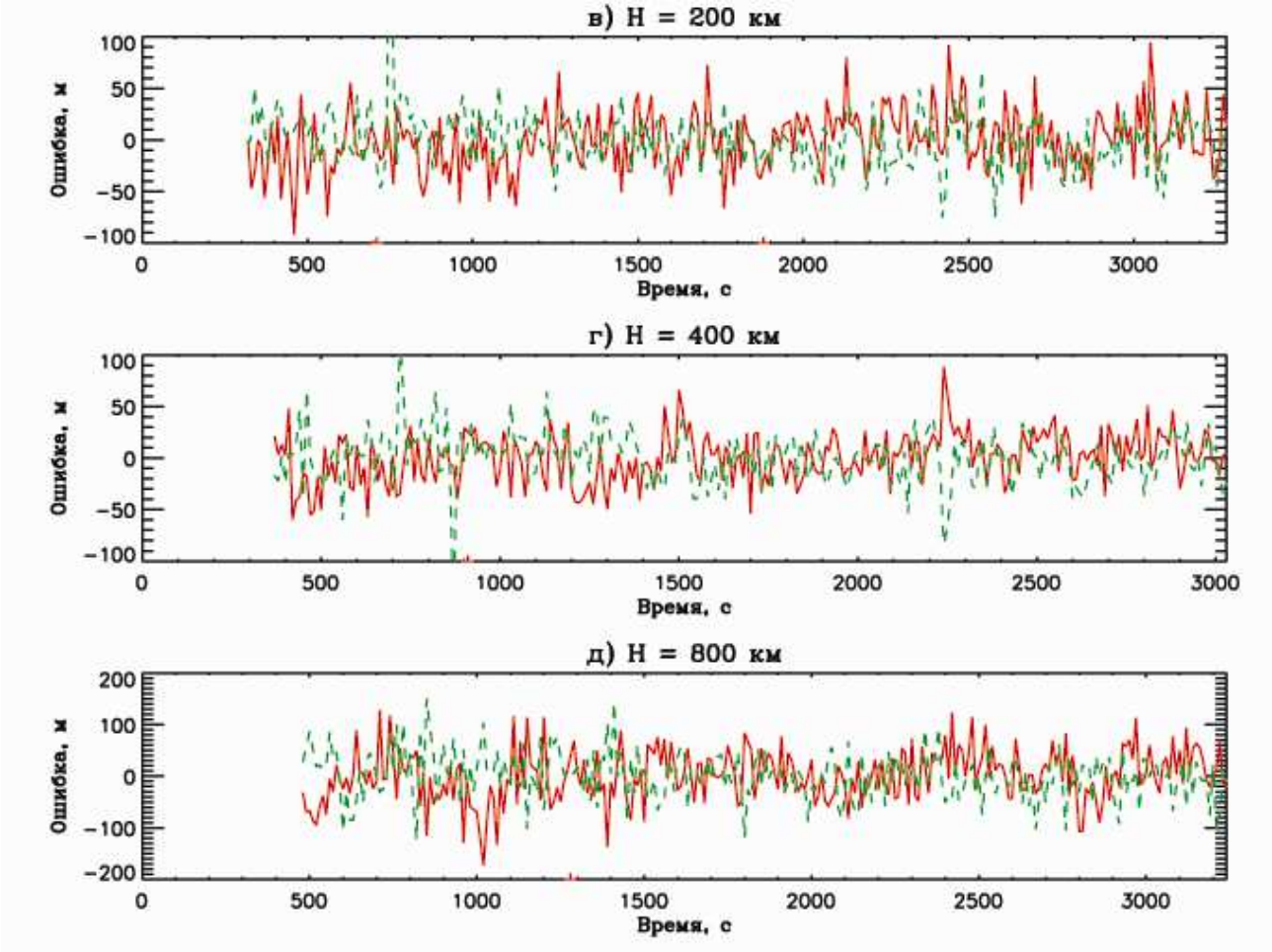


Рисунок 5.22. Ошибки измерения координат КА с помощью УНК по контрольным точкам на окололунных полярных орбитах высотой 200, 400 и 800 км: синяя линия – ошибка по высоте; красная линия – ошибка в плоскости орбиты; зеленая линия – ошибка в направлении, перпендикулярном плоскости орбиты

5.5. Стендовая отработка системы автономной оптической навигации на трассе перелета Земля-Луна

Рассмотрим пример навигационных измерений, получаемых на типичной траектории подлета к Луне, предоставленной НПО «Энергия», при изменении высоты КА (т.е. расстояния до подспутниковой точки) от 100 тыс. км до 100 км. Примеры изображений, получаемых на трассе подлета, приведены на Рисунке 5.23.

На трассе подлета долгота подспутниковой точки изменяется от 80 до -70° в.д. (Рисунок 5.23а). При этом наблюдаются низкие и средние широты в северном полушарии до 50° с.ш., а фазовый угол изменяется в диапазоне от 40 до 80°. При уменьшении фазового угла улучшаются условия детектирования горизонта из-за увеличения наблюдаемой дуги горизонта и уменьшения влияния теней. С другой стороны, при уменьшении фазового угла уменьшается контраст КТ, что затрудняет их распознавание.

Режимы измерений ОНС переключаются автоматически (см. Таблицу 5.2). На дальних расстояниях измерения проводятся с помощью УНК по горизонту. На расстоянии ближе 5600 км осуществляется переход к измерениям УНК по контрольным точкам. На расстоянии ближе 200 км, когда в поле зрения УНК не попадает достаточного количества КТ, осуществляется переход на измерения ШНК по КТ.

Ошибки навигационных измерений при подлете к Луне представлены на Рисунке 5.24б-г. В этом случае ошибки измерений по высоте удобно определять в относительной мере, а по направлению на центр Луны – в угловой мере. Ошибка в одну угловую минуту в направлении на центр Луны соответствует ошибке в 500 м в координатах подспутниковой точки.

Ошибки измерения расстояния до поверхности с помощью УНК по горизонту уменьшаются от ~10% на расстоянии 100 тыс. км до ~1% на расстоянии ~10 тыс. км. Далее при переключении на измерения УНК по КТ ошибки

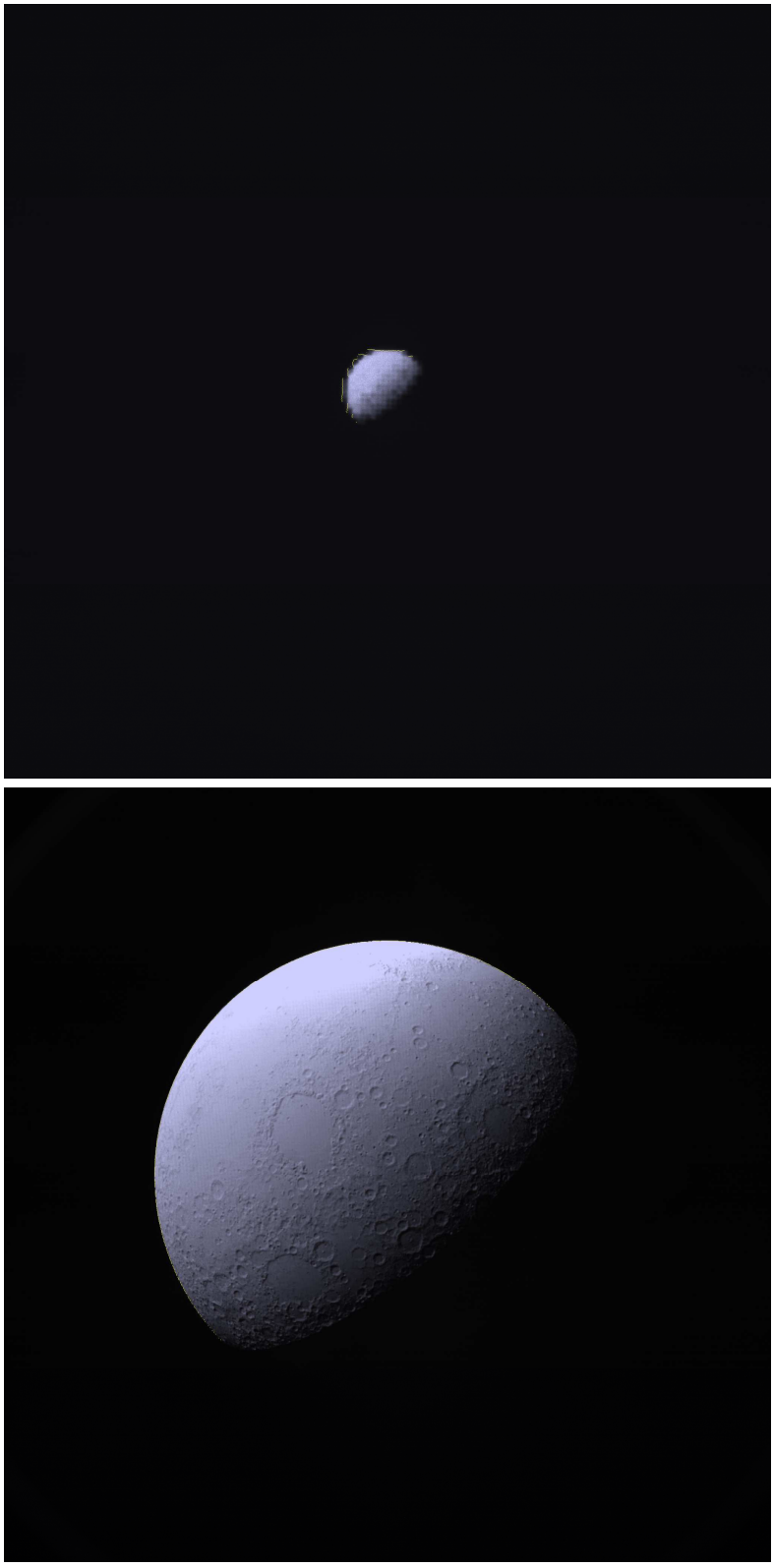
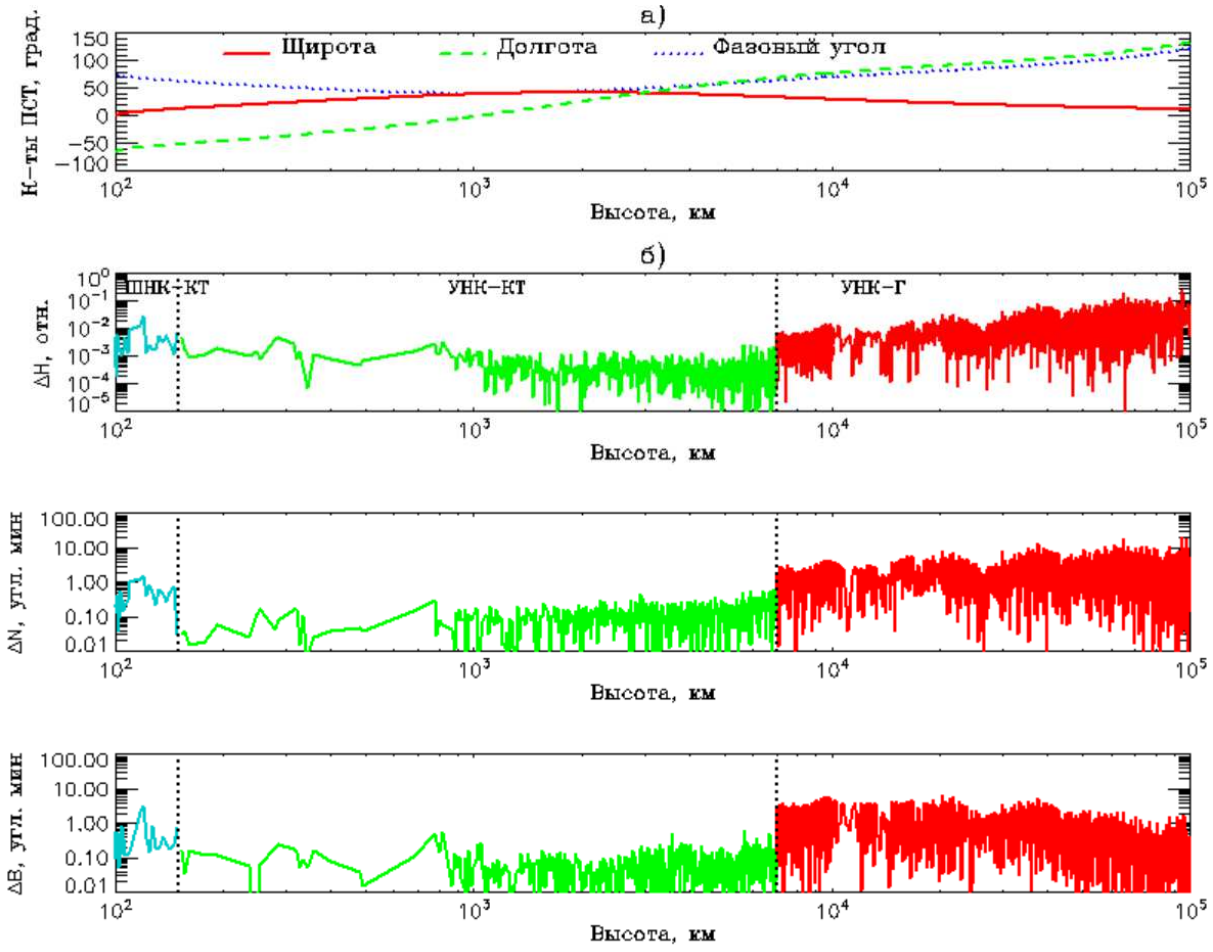


Рисунок 5.23. Изображения ШНК (вверху) и УНК (внизу) с высоты 10000 км; желтым отмечены выделенные точки горизонта

уменьшаются до ~0,1%. При переходе на измерения ШНК по КТ ошибки снова возрастают до ~1%.

Ошибки определения направления на центр Луны при измерениях УНК по горизонту уменьшаются от ~10 угл. мин до ~1 угл. мин при пролете от 100 тыс. км до 10 тыс. км, при переключении на измерения УНК по КТ уменьшаются до ~0,1 угл. мин, и снова возрастают до ~1 угл. мин при переключении на измерения ШНК по КТ.



Рисуно.5.24. Изменение координат подспутниковой точки и фазового угла (а), относительной ошибки по высоте (б) и угловых ошибок направления на центр Луны в плоскости орбиты (в) и перпендикулярно плоскости орбиты (г) на трассе подлета к Луне

Таким образом, на трассе перелета УНК является основным измерительным инструментом. Исключение составляют высоты менее 200 км, где как обсуждалось выше, УНК может не находить достаточное число КТ.

5.6. Отработка системы автономной оптической навигации на околопланетных орбитах по данным комплекса многозональной спутниковой съемки на КА «Метеор-М»

5.6.1. Характеристики КМСС-2

Комплекс многозональной спутниковой съемки КМСС и последующие его модификации КМСС-М и КМСС-2, разработанные в отделе оптико-физических исследований ИКИ РАН, устанавливаются на КА серии «Метеор-М» с 2009 г. Они проводят ежедневную съемку территории России и прилегающих стран в видимом и ближнем ИК диапазонах со средним пространственным разрешением (Аванесов, Полянский, Жуков и др., 2013; Полянский, Жуков, Кондратьева, 2019). Видеоданные КМСС, дополненные синхронной навигационной информацией, автоматически принимаются, обрабатываются в потоковом режиме, архивируются и каталогизируются на наземных приемных станциях в Москве, Новосибирске и Хабаровске. Полученные материалы могут использоваться для решения широкого круга задач землепользования, экологического мониторинга, контроля чрезвычайных ситуаций, оценки ледовой обстановки на морях, реках, озерах и водохранилищах и др.

В настоящее время на орбите находятся КМСС-2 на КА «Метеор-М» №2-2, №2-3 и №2-4.

КМСС-2 включает в себя две камеры МСУ-100 ТМ с фокусным расстоянием 125 мм, условно обозначаемые МСУ-221 и МСУ-222 на КА «Метеор-М»№2-2, МСУ-231 и МСУ-232 на КА «Метеор-М» №2-3 и МСУ-241 и МСУ-242 на КА «Метеор-М» №2-4, основные характеристики которых приведены в Таблице 5.7. В отличие от КМСС и КМСС-М, плоскости наблюдения всех трех спектральных каналов камер КМСС-2 оптически совмещены (с точностью до нескольких десятков пикселей) в плоскости, перпендикулярной направлению полета. В этой плоскости их оптические оси отклоняются от «вертикальной» оси космического аппарата на угол ±15,2°, в результате чего

обеспечивается формирование суммарной полосы обзора камер более 1000 км. Вследствие наклона оптических осей камер размер проекции пикселя в плоскости наблюдения изменяется от 55 м в надире до 80 м на краю полосы съемки. Шаг отсчета в направлении полета определяется частотой строк 125 Гц и равен 53 м.

В каждом спектральном канале камер ПЗС-фотоприемник имеет три линейки фотодиодов с числом активных элементов 7984, причем в каждый момент для съемки используется только одна линейка, а остальные являются запасными.

Таблица 5.7. Технические характеристики камер КМСС-2

Параметр	***Значение***
Фокусное расстояние объектива, мм	125
Относительное отверстие объектива	1:4,3
Длина строки изображения, эл-тов	7984
Угловое поле зрения, град	32
Размер элемента ПЗС, мкм	9x9
Угловое разрешение, угл. сек	15
Размер проекции пикселя в плоскости наблюдения (H = 820 км), м	55-80
Шаг отсчета в направлении полета, м	53
Наклон оптической оси камер в плоскости, перпендикулярной направлению полета, град.	±15,2
Полоса захвата двумя камерами (H = 820 км), км	1020
Число спектральных каналов	3
Спектральные зоны, мкм (на уровне 0,5)	0,520 – 0,590 0,640 – 0,690 0,785 – 0,900
Число разрядов квантования	10
Частота строк, Гц	125

После получения и распаковки видеоданных КМСС-2 и сопутствующей навигационной информации от бортового синхронизирующего координатно-временного устройства (БСКВУ-М) для каждого маршрута съемки формируются:

- исходные изображения маршрута в трех спектральных зонах,

- навигационный файл, содержащий для каждой строки исходных изображений время регистрации, радиус-вектор КА в гринвичской геоцентрической системе координат (ГСК) и матрицу перехода из обобщенной системы координат звездных датчиков (СКЗД) в ГСК.

Типичная длина маршрута ~ 100 тыс. строк.

Предварительная обработка видеоданных КМСС-2 включает нарезание исходных изображений маршрута съемки на отдельные кадры размером 9000 строк, имеющие примерно одинаковый размер по обеим координатам, их радиометрическую коррекцию, географическую привязку и трансформирование в проекцию UTM (Жуков и др., 2008).

Для географической привязки помимо навигационного файла используются файлы геометрической калибровки камер, содержащие для каждого элементарного детектора s каждой ПЗС-линейки единичный вектор наблюдения $\mathbf{e}(s)$, рассчитываемый на основании результатов калибровки камеры (Рисунок 5.25). Базовой системой координат для расчета вектора $\mathbf{e}(s)$ является СКЗД, в которой и проводятся измерения ориентации КА. Однако для удобства компоненты $\mathbf{e}(s)$ представляются в условной внутренней системе координат КМСС, жестко связанной с СКЗД. Ориентация осей ВСК в СКЗД принимается в соответствии с номинальными углами установки камер и звездных датчиков на КА. При этом номинально направление ПЗС-линеек совпадает с направлением оси X ВСК, а направление оптической оси объективов – с направлением оси Z ВСК. Реальные значения углов установки камер и звездных датчиков, которые в полете могут отличаться от прокалиброванных на Земле и на практике обычно неизвестны, учитываются в калибруемых параметрах внутреннего ориентирования каналов камер.

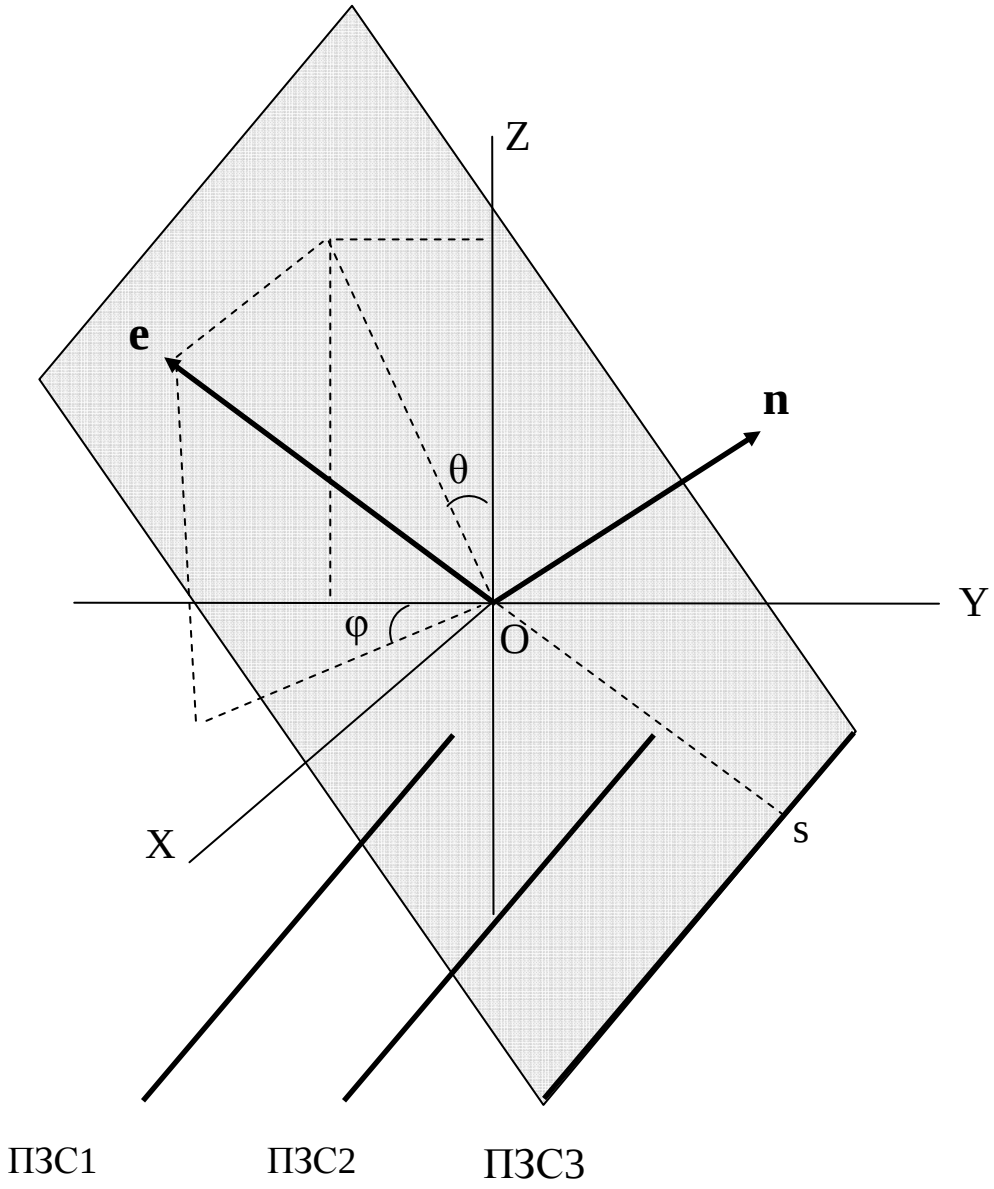


Рисунок 5.25. Геометрия наблюдения во внутренней системе координат камер КМСС-2

5.6.2. Геометрическая калибровка камер КМСС-2

Задачей полетной геометрической калибровки камер КМСС-2 является определение проекционной функции $\mathbf{e}(s)$ в ВСК для каждой из трех ПЗС-линеек в каждом канале камер.

Методы полетной калибровки космических съемочных систем рассматриваются, например, в работах (Катаманов, 2007, 2012, 2013, 2014; Васильев, 2015; Современные…, 2015). Для калибровки камер КМСС-2 применяется метод, детально описанный в работах (Жуков и др., 2018, 2019, 2021б, 2024), который основан на использовании созданного автором банка контрольных точек (КТ) на основе изображений съемочной системы MSI (Multispectral Instrument) на Sentinel-2 (https://scihub.copernicus.eu/), имеющих разрешение 10 м и точность географической привязки 12 м (3σ). Эталонные изображения КТ выбираются в спектральных зонах съемочной системы MSI на КА Sentinel-2 0,56, 0,665 и 0,835 мкм, близких к спектральным зонам КМСС-2, в проекции UTM и имеют размер 192x192 пикселей размером 10 м (при загрублении до 60 м - 32x32 пиксела).

Для калибровки используются георефернцированнные изображения КМСС-2 также в проекции UTM с разрешением Δ = 60 м.

Методика калибровки основана на поиске в изображениях КМСС-2 контрольных точек – процедура, аналогичная используемой при решении навигационной задачи. Однако, в отличие от последней, где измеренные вектора направлений на КТ, рассчитанные с использованием результатов геометрической калибровки камер, используются для определения положения КА, при калибровке положение и ориентация КА считаются заданными по навигационным данным и определяются геометрические параметры камер (элементы внутреннего ориентирования).

Таким образом, полетная геометрическая калибровка камер включает следующие процедуры, проводимые независимо для каждой линейки фотоприемников каждого спектрального канала:

- выбор КТ, которые попадают в область, покрываемую изображением;
- определение области поиска КТ, которая с запасом перекрывает ошибку географической привязки изображений КМСС-2 (обычно принимается равной ±10 пикс.);

- нахождение положения КТ на изображении корреляционным методом с пиксельной точностью, используя загрубленные до 60 м эталонные изображения КТ, и его уточнение до 10 м, используя изображения КТ с исходным разрешением;
- определение векторов направления наблюдения КТ в ВСК;
- определение элементов внутреннего ориентирования канала: эффективного фокусного расстояния, положения плоскости наблюдения и коэффициентов дисторсии в плоскости наблюдения и в перпендикулярном направлении, и построение на их основе аппроксимирующей проекционной функции $\mathbf{e}(s)$.

Геометрическая калибровка проводится над районом Эгейского и Черного морей, где возможен выбор большого количества стабильных КТ на береговой линии и на островах. Пример детектированных КТ на фрагменте одного из маршрутов показан на Рисунке 5.26.

Контрольные точки, полученные на разных изображениях, хорошо ложатся на общую проекционную функцию (Рисунок 5.27). Здесь для большей наглядности измеренные вектора наблюдения в ВСК $\mathbf{e}_i = (e_{i,x}, e_{i,y}, e_{i,z})$ представляются связанными с ними углами:

$$\vartheta_i = arctg\left(e_{i,y} / e_{i,z}\right)$$

$$\varphi_i = arctg\left(e_{i,x} / e_{i,z}\right),$$

где угол θ характеризует наклон направления наблюдения в ВСК вдоль трассы полета, угол φ – поперек трассы (см. Рисунок 5.23 выше).

Угловое расхождение каналов не превышает δ = 5,5 угл. мин в направлении полета и 3,5 угл. мин в поперечном направления. При этом разность времен съемки одних и тех же участков поверхности Земли в разных каналах с высоты 820 км не превышает 0,2 с, что при угловом дрейфе КА не более 0,005 град/с приведет к угловому рассогласованию каналов не более чем на четверть пикселя. Поэтому относительная межканальная калибровка каналов стабильна по отношению к угловому дрейфу КА.

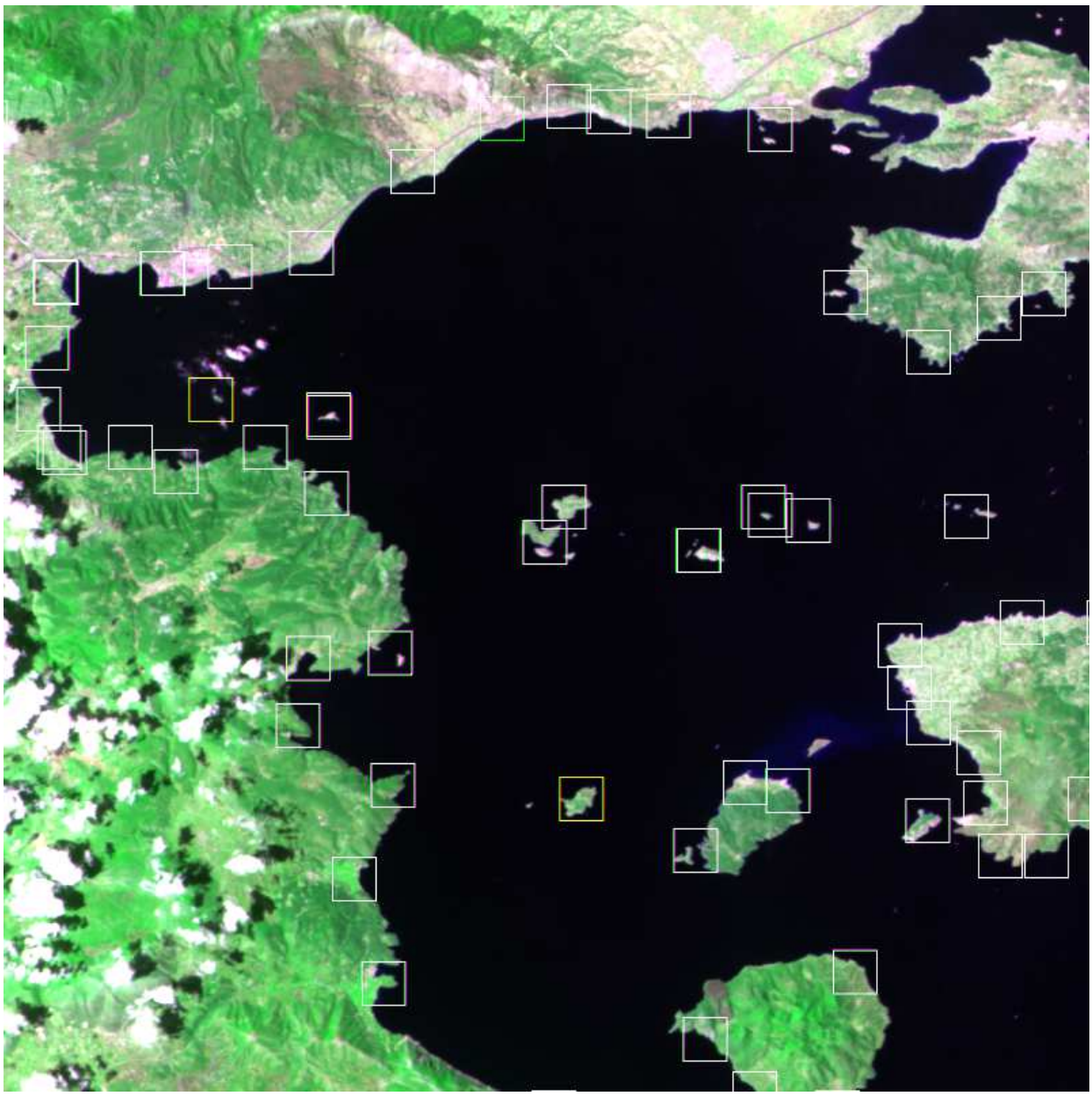


Рисунок 5.26. Распознанные контрольные точки на фрагменте изображения МСУ-221. Контрольные точки, распознанные в канале 1, показаны зеленым цветом, в канале 2 – красным, в канале 3 – синим, в каналах 1 и 2 – желтым, в каналах 1 и 3 – пурпурным, в каналах 2 и 3 – сине-зеленым, во всех трех каналах – белым цветом

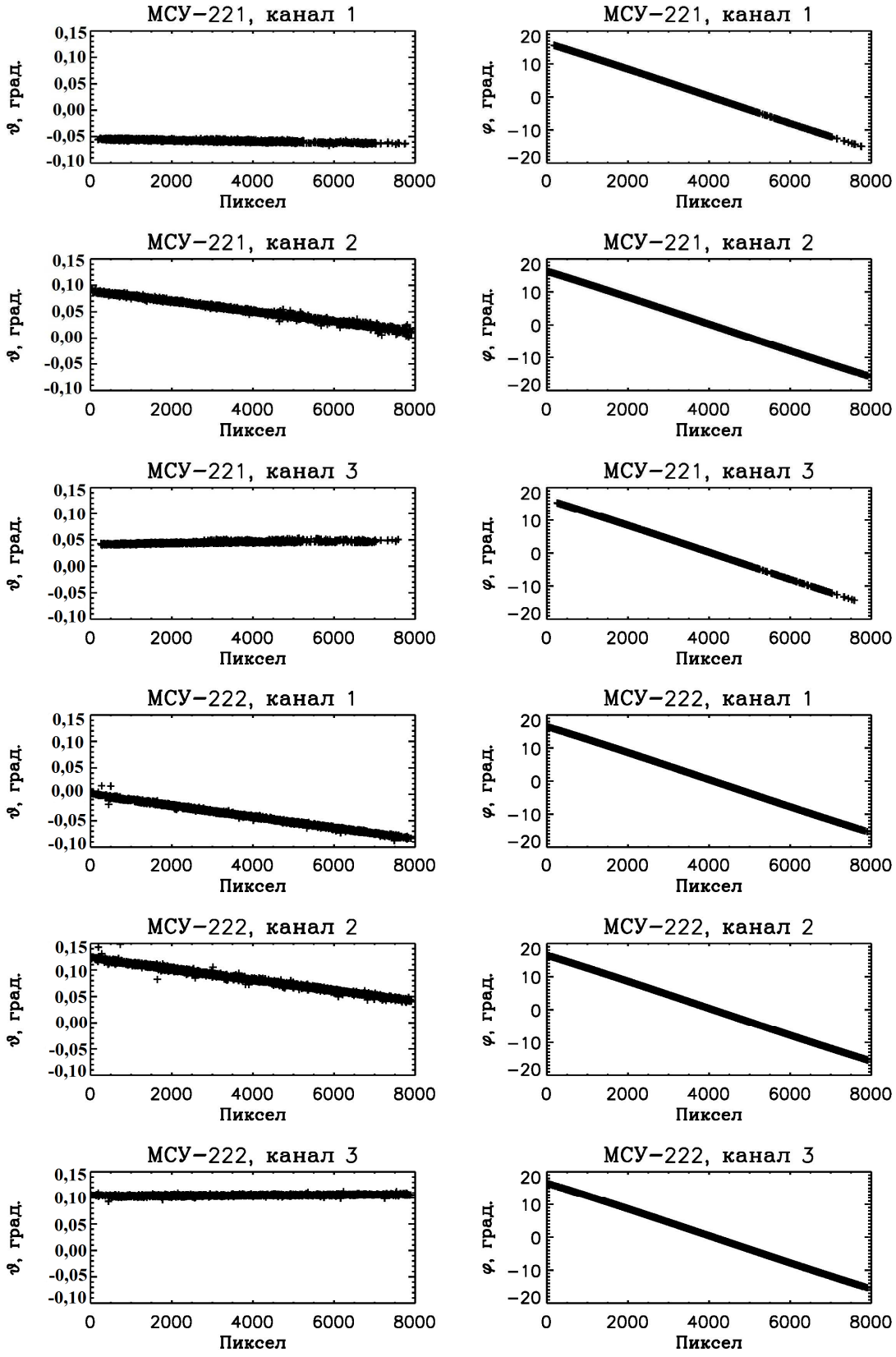


Рисунок 5.27. Углы θ и φ в ВСК для распознанных контрольных точек для центральных ПЗС-линеек камер КМСС-2 на КА «Метеор-М» №2-2

Проверка точности калибровки проводилась по среднему смещению КТ на 16 дополнительных изображениях, полученных при различном выборе ПЗС-линеек и ранее не использовавшихся при калибровке. Среднеквадратическое смещение изображений составило 12-39 м вдоль трассы полета в зависимости от камеры и спектрального канала и 16-30 м поперек трассы полета, максимальное смещение - 96 м вдоль трассы и 45 м поперек трассы. Повышенная ошибка геопривязки вдоль трассы полета вероятно связана с погрешностями привязки времени. Среднеквадратическая ошибка межканального совмещения изображений составила 2-3 м, максимальная – 8 м (0,15 пиксела).

Другим источником ошибок геопривязки, особенно при больших углах наблюдения на краях поля зрения, являются отклонениях высоты поверхности от референц-эллипсоида WGS-84, на которые проецируются изображения. Для устранения этого эффекта предусмотрена процедура орторектификации (Жуков С.Б., 2013), которая, однако, также требует геопривязки данных с субпиксельной точностью. Однако и в этих случаях относительная межканальная калибровка каналов существенно не нарушается.

Проекционная функция каналов хранится в файлах геометрической калибровки, которые используются при геометрическом совмещении и геопривязке изображений по навигационным данным при предварительной обработке изображений.

5.6.3. Радиометрическая калибровка камер КМСС

Радиометрическая калибровка камер КМСС периодически проверяется и корректируется в полете по снежным полям Антарктиды с использованием индикатисы рассеяния антарктического снега, построенной по данным спектрорадиометра MODIS на КА Terra (Жуков и др., 2014, 2021а; Кондратьева, Жуков и др., 2018). Поскольку для задач автономной оптической навигации радиометрическая калибровка камер обычно не критична, детали методики

полетной радиометрической калибровки в данной работе не рассматриваются – их можно найти в указанных ссылках.

5.6.4. Результаты отработки автономной оптической навигации на околопланетных орбитах по данным КМСС-2

Полученные изображения КМСС-2 использовались для отработки автономной оптической навигации на околопланетных орбитах. Для этого по маршрутам КМСС-2, снятым в спектральной зоне 0,785 – 0,900 мкм, моделировались кадры УНК/ОНС, получаемые с интервалом 3 с с высоты 400 км (высота МКС). Поскольку на этой высоте разрешение УНК составит 96 м, использование для моделирования ее кадров изображений КМСС-2, имеющих разрешение около 60 м, вполне корректно.

Для отработки использовалось программно-алгоритмическое обеспечение, разработанное для ОНС, и созданный для нее каталог КТ. Обработано 28 маршрутов КМСС-2 на КА «Метеор-М» №2-3, снятые летом-осенью 2023 г. Маршруты начинаются над Северным ледовитым океаном и заканчиваются над районом Черное-Эгейское море. Маршруты, закрытые сплошной облачностью, не обрабатывались.

На Рисунках 5.28-5.30 приведены примеры обработанных маршрутов с графиками количества детектированных КТ и ошибок навигационных измерений.

Начальная часть маршрутов (от 0 до 80-90 с на Рисунке 5.28 и 5.29 и от 0 до 120 с на Рисунке 5.30) проходит над морями Северного ледовитого океана, где КТ отсутствуют.

Далее возможность навигационных измерений определяется, прежде всего, наличием облачности (на исследованных маршрутах не было ситуации, чтобы весь маршрут был свободен от облачности).

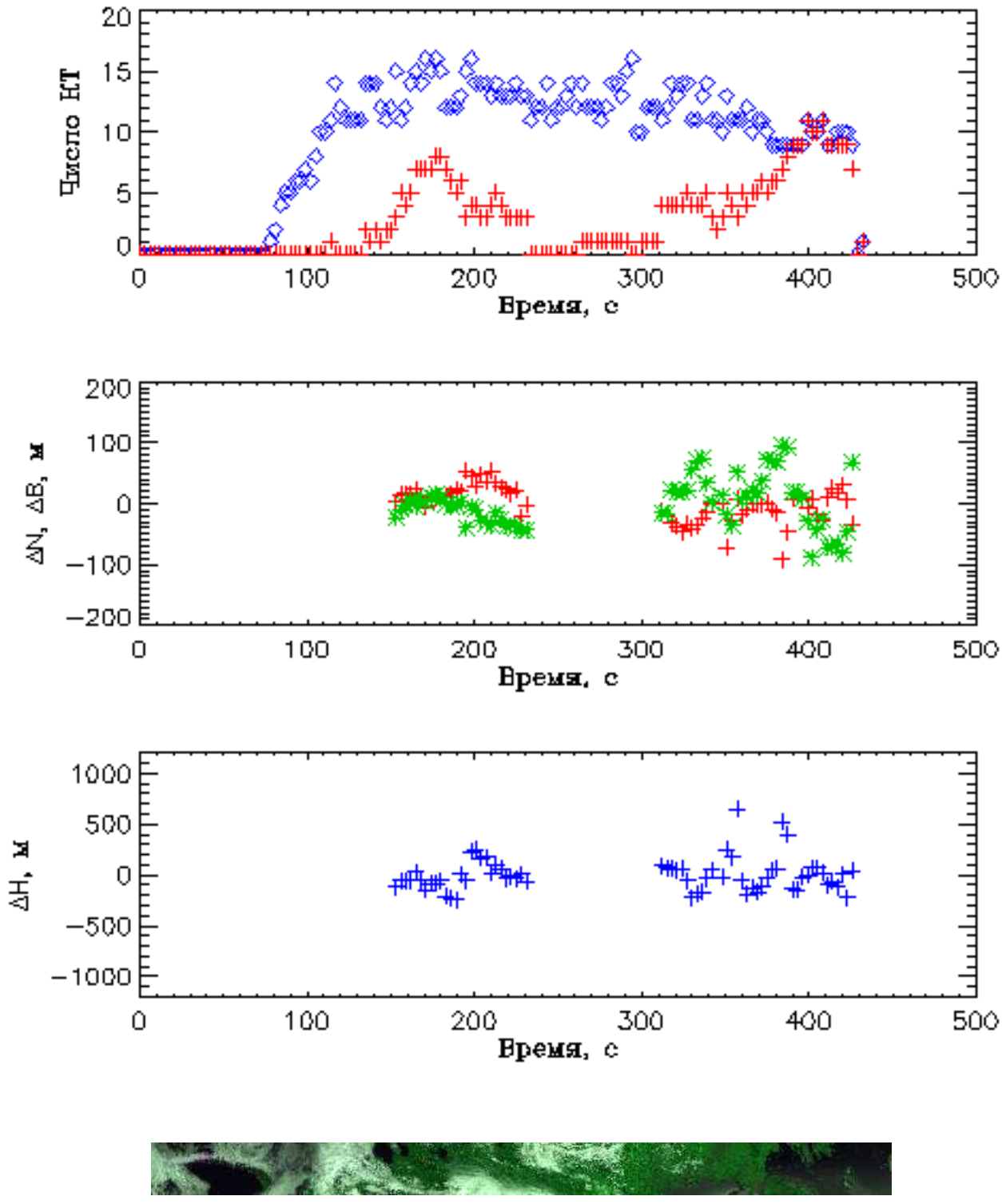


Рисунок 5.28. Навигационные измерения на маршруте КМСС-2 231_000454_0_0: вверху – количество имеющихся (синие ромбы) и детектированных (красные крестики) КТ в кадре; в середине – ошибка определения положения КА по оси X (красные крестики) и по оси Y (зеленые звездочки); ниже – ошибки по высоте (синие крестики); внизу – изображение маршрута

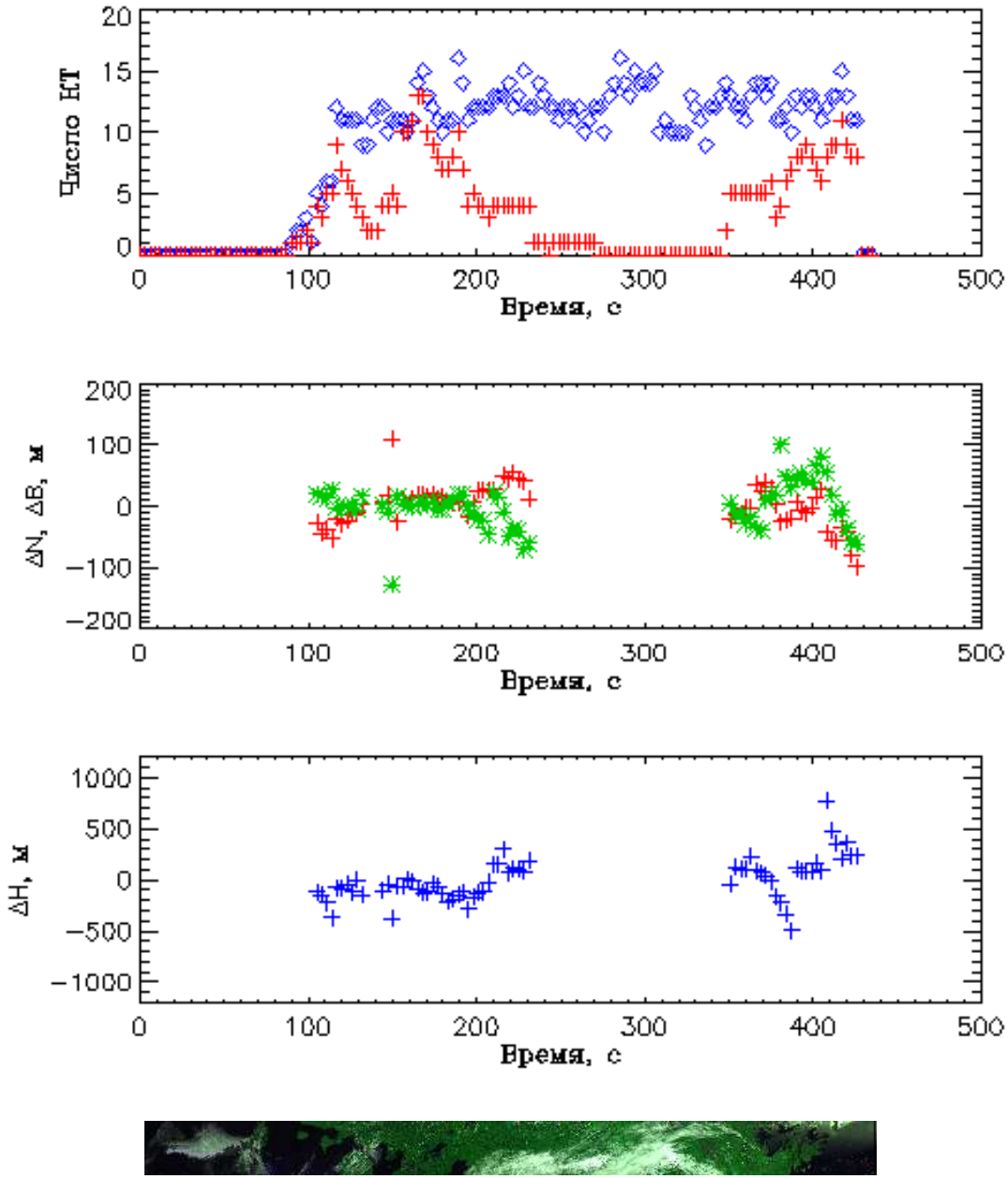


Рисунок 5.29. Навигационные измерения на маршруте КМСС-2 231_000511_0_0: вверху – количество имеющихся (синие ромбы) и детектированных (красные крестики) КТ в кадре; в середине – ошибка определения положения КА по оси X (красные крестики) и по оси Y (зеленые звездочки); ниже – ошибки по высоте (синие крестики); внизу – изображение маршрута

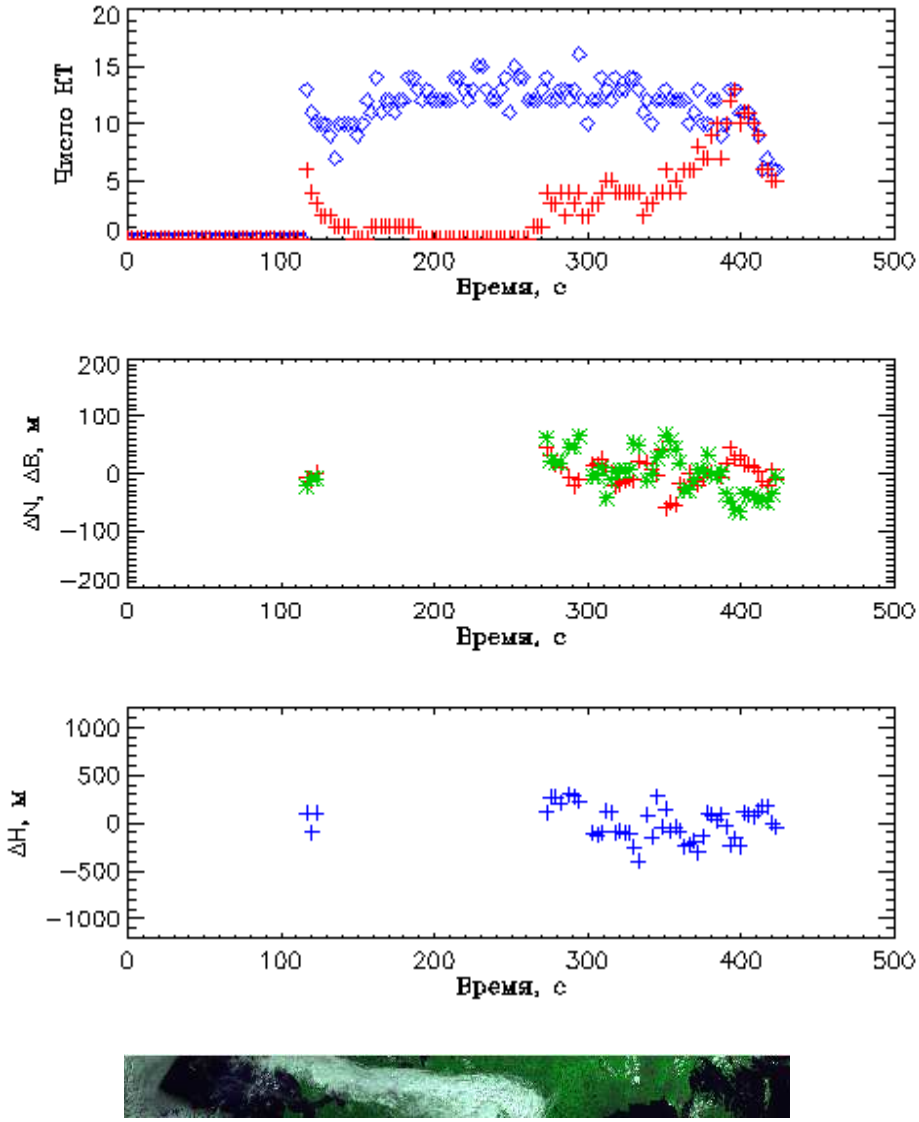


Рисунок 5.30. Навигационные измерения на маршруте КМСС-2 232_000653_0_0: вверху – количество имеющихся (синие ромбы) и детектированных (красные крестики) КТ в кадре; в середине – ошибка определения положения КА по оси X (красные крестики) и по оси Y (зеленые звездочки); ниже – ошибки по высоте (синие крестики); внизу – изображение маршрута

Лишь на Рисунке 5.30 после выхода маршрута съемки на сушу имеющиеся КТ начинают сразу детектироваться, однако на маршрутах на Рисунке 5.28 и особенно на Рисунке 5.30, значительная часть которого закрыта облаками, навигационные измерения по КТ над сушей еще длительное время остаются невозможными из-за облачности. Кроме того, облачность частично закрывает участи суши и на второй половине маршрутов.

Над южной Европой и районами Черного и Эгейского морей облачность отсутствует и распознается достаточное количество КТ для навигационных измерений.

Максимальное количество детектированных КТ в кадре (9-12) наблюдается в безоблачных условиях над береговой линией и островами в Средиземном и Балтийском морях. Над сушей в безоблачных условиях число детектированных КТ обычно составляло 2-6.

Величина ошибок определения координат КА в горизонтальной плоскости обычно было в пределах 100 м, по высоте – в пределах 500 м.

Всего было обработано 3933 кадра на 28 маршрутах. Из 34665 КТ, которые должны были попасть в поле зрения камеры, было распознано 11583 КТ, т.е. 33%. Их распределение показано на Рисунке 5.31. Основная причина нераспознавания КТ – наличие облачности. Кроме того, плохо распознаются КТ на суше, что согласуется с результатами работы (Жуков и др., 2021б), где верифицировались КТ из каталога Landsat. Вместе с тем, значительно более высокий процент распознавания КТ по сравнению с полученным в указанной работе (при использовании КТ Landsat он был менее 10%) объясняется тем, что при создании каталога КТ для ОНС даже на суше приоритетным образом выбирались участки с внутренними водоемами (реками, озерами и др.), изображения которых значительно более устойчивы к сезонным изменениям.

Навигационные измерения считались проведенными, если в кадре было распознано не менее 3 КТ. Из 3933 обработанных кадров навигационные измерения были успешно проведены по 1779 кадрам, что составляет 45% от общего числа кадров.

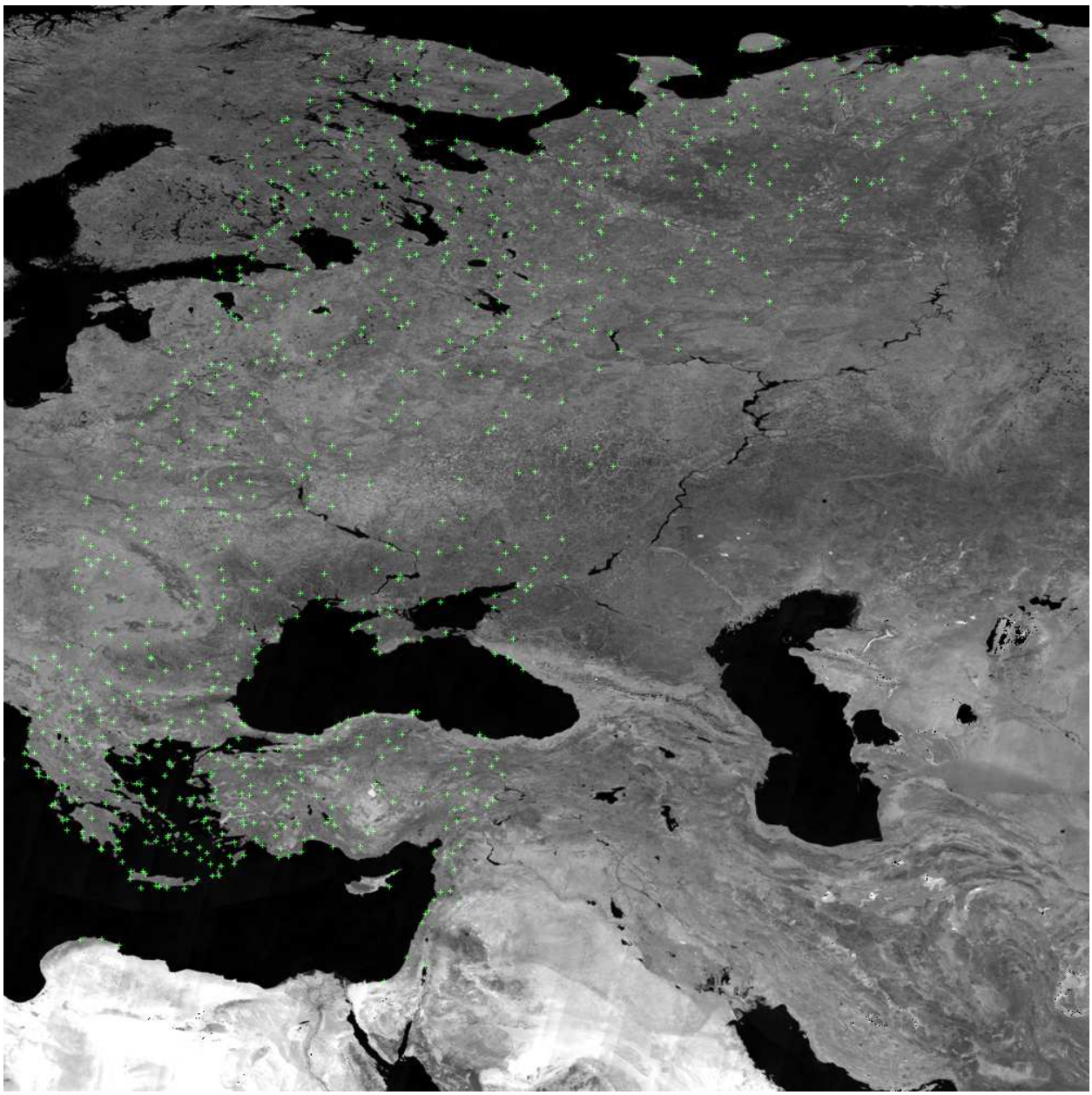


Рисунок 5.31. Контрольные точки из каталога УНК, детектированные по изображениям КМСС-2 на КА «Метеор-М» №2-3

На Рисунке 5.32 приведены гистограммы ошибок навигационных измерений координат КА. Среднеквадратическая величина ошибок измерения координат в плоскости полета (ΔN) составила 36 м, в перпендикулярной плоскости (ΔB) – 61 м, по высоте (ΔH) – 297 м. Эти величины ошибок по порядку величины согласуются с результатами стендовых измерений.

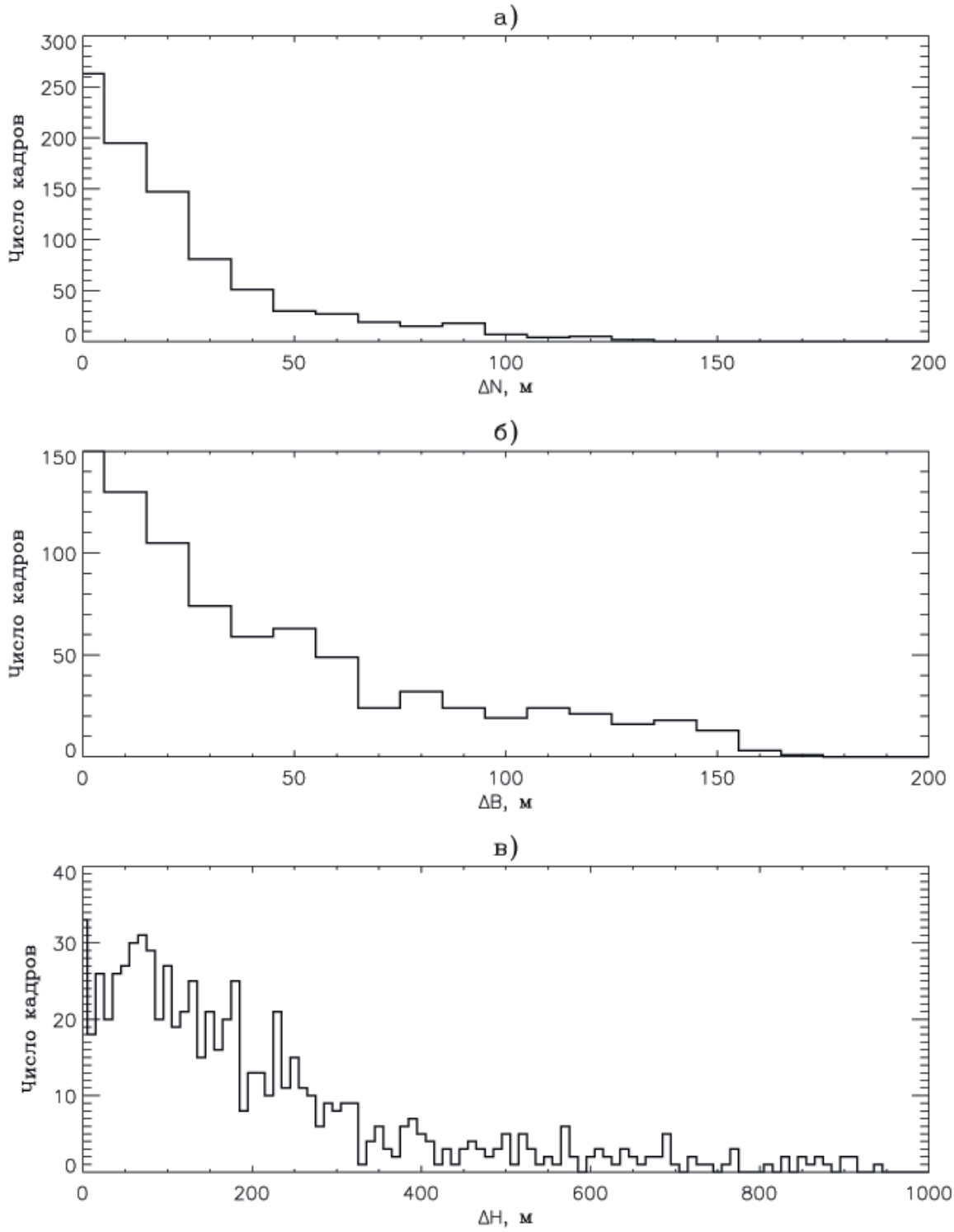


Рисунок 5.32. Гистограмма ошибок навигационных измерений координат КА по данным КМСС-2 на КА «Метеор-М» №2-3

Необходимо отметить, что приведенные ошибки включают в себя как ошибки самого метода навигации по КТ, так и остаточные ошибки геопривязки изображений КМСС-2. Этим, по-видимому, объясняется несколько повышенные ошибки ΔB по сравнению с ошибками ΔN. Значительное увеличение ошибок по высоте (ΔH), как отмечалось выше, связано с недостаточным углом засечки УНК.

5.7. Натурная проверка методов автономной оптической навигации по изображению СТС-Л на КА «Луна-25»

С помощью телевизионной камеры КАМ-С, входящей в состав служебной телевизионной системы (СТС-Л) на КА «Луна-25», 17 августа 2023 г. было получено изображение поверхности Луны в районе кратера Зееман (75º05´ю.ш., 135º05´з.д.) с окололунной круговой орбиты высотой 100 км (Рисунок 5.33). КАМ-С имеет поле зрения 50º и по угловому разрешению занимает промежуточное положение между ШНК и УНК навигационной системы ОНС. С указанной высоты разрешение КАМ-С составило около 100 м, размер кадра – 100 х 100 км. При обработке использовались данные наземной геометрической калибровки камеры.

Данное изображение использовалось для:

- проверки адекватности моделирования изображений поверхности Луны на высоких широтах с использованием топографических модели LOLA;
- проверки распознаваемости контрольных точек, построенным по этим моделям;
- оценки точности определения координат КА.

Модельное изображение, построенное по модели LDEM_60S_120M, заданной в южной стереографической проекции с разрешением 120 м, хорошо соответствует реальному (Рисунок 5.34). На нем проявляются лишь незначительные дефекты (небольшая полосатость, заметная на светлых местах), существенно не влияющие на распознавание КТ.

При применении рассмотренного многомасштабного алгоритма установления соответствия к реальному изображению Луны были распознано все

10 попадающих в поле кадра контрольных точек из каталога, сформированного для ОНС (Рисунок 5.35). В 9 случаях их 10 соответствие КТ было найдено для всех трех уровней пирамиды 3D-моделей контрольных точек, в одном случае – для двух уровней кроме самого детального.

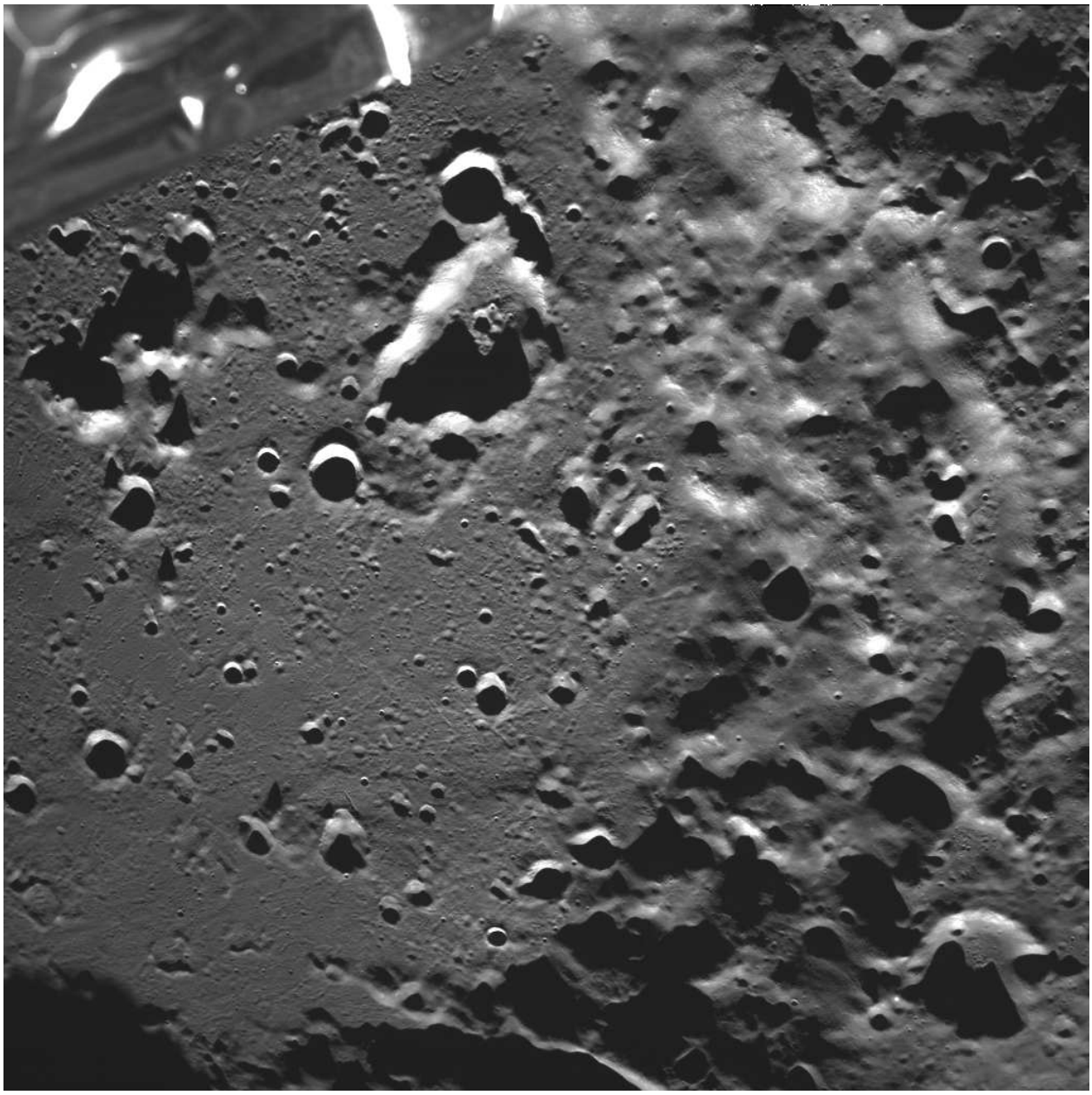


Рисунок 5.33. Изображение поверхности Луны, полученное камерой КАМ-С/СТС-Л 17 августа 2023 г.

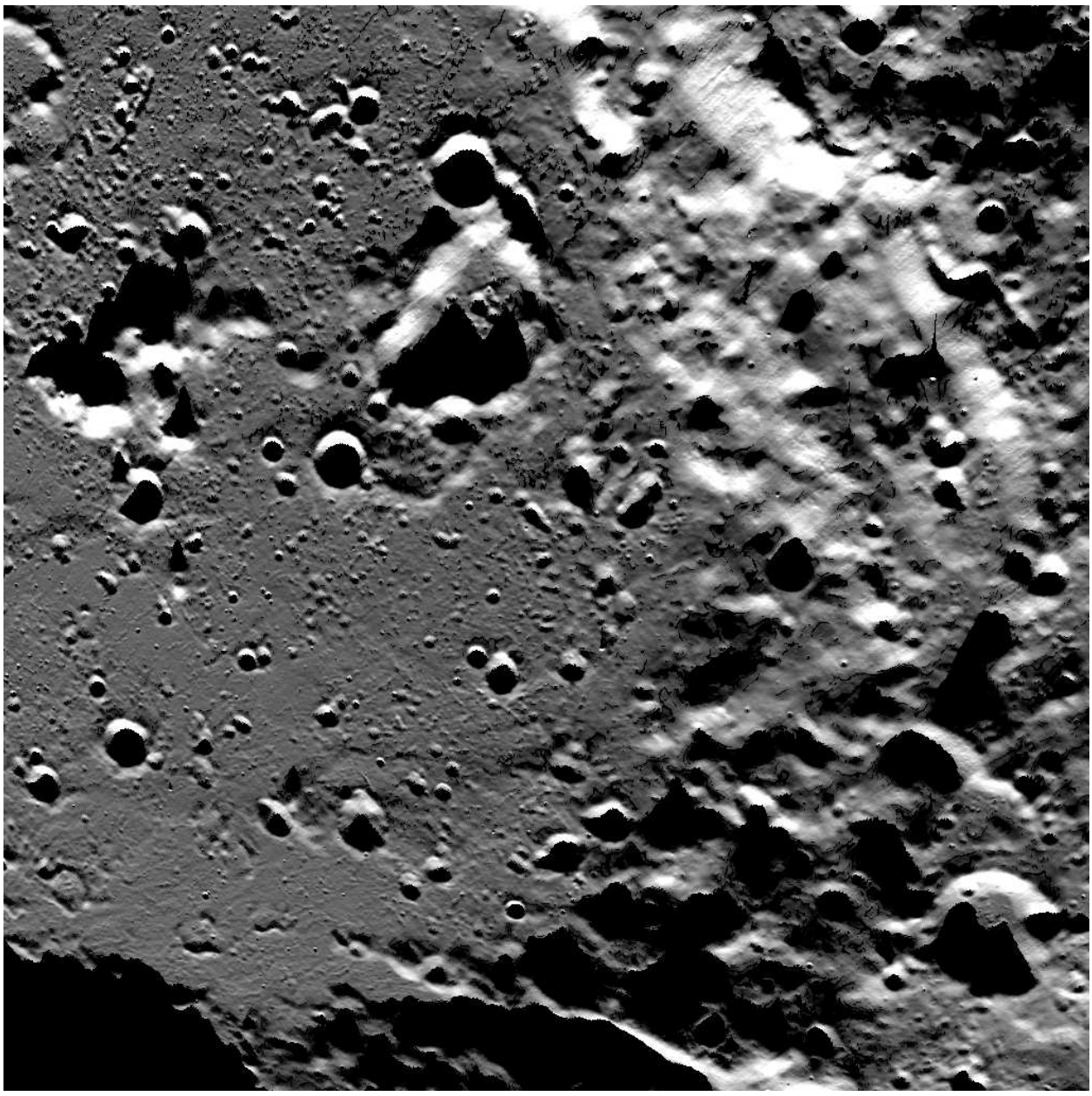


Рисунок 5.34. Модельное изображение поверхности Луны, соответствующее условиям съемки камерой КАМ-С/СТС-Л 17 августа 2023 г. Изображение построено по модели LDEM_60S_120M с разрешением 120 м

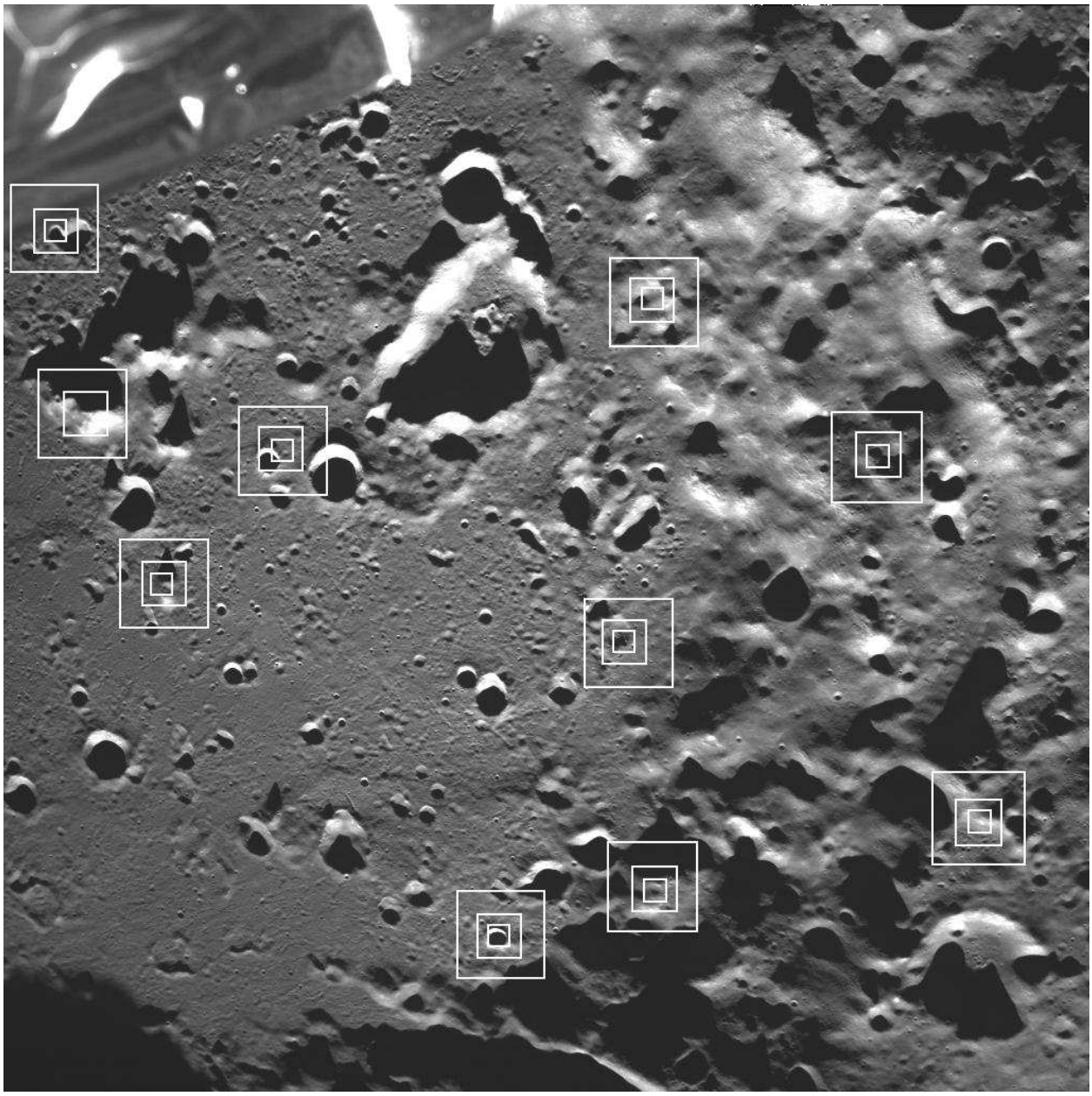


Рисунок 5.35. Контрольные точки, найденные многомасштабным алгоритмом установления соответствия на изображении поверхности Луны, полученном камерой КАМ-С/СТС-Л 17 августа 2023 г. (показаны белыми вложенными квадратами)

Это подтверждает адекватность 3D-модели поверхности Луны, так и использованного при построении каталога критерия Харриса, который отдает предпочтение контрольным точкам с выраженной текстурой по всему окну их определения.

Координаты КА в селеноцентрической системе координат, определенные по найденным контрольным точкам с использованием данных об ориентации КА, сопоставлены с данными баллистического прогноза в Таблице 5.8. Приведенные среднеквадратические ошибки определения координат КА по изображению, оцененные по остаточным отклонениям метода обратной засечки, составляют около 70 м по координатам X и Y и около 200 м по координате Z, что согласуется с ошибками стендовых измерений. Однако расхождение с результатами баллистического прогноза значительно больше. В селеноцентрических координатах оно достигает 1,8 км, а в координатах RNB составляет: $\Delta N = 0{,}28$ км, $\Delta B = 1{,}5$ км, $\Delta R = 1{,}6$ км. Указанное расхождение может быть связано с ошибками баллистического прогноза положения КА, которые оцениваются в ~1 км, и ошибкой привязки времени съемки к бортовому времени - до 1 с, что приводит к ошибке вдоль трассы полета до 1,6 км. Здесь необходимо отметить, что перед СТС-Л на КА «Луна-25» не ставилось задачи навигационных измерений, в связи с чем не была обеспечена необходимая для этой цели точность привязки по времени (см. раздел 1.1).

Таблица 5.8. Сравнение оценок координат КА в ПЦСК по баллистическому прогнозу и по результатам обработки снимка КАМ-С/СТС-Л

	X, км	Y, км	Z, км	H, км
Баллистичес-кие данные	-299.974	-267.074	-1788.522	95.664
По снимку СТС-Л	-298.160±0.069	-266.860±0.069	-1787.217±0.208	94.064±0.201

Выводы к главе 5

1. Особенностью навигационных измерений на трассах перелета является изменение расстояния до наблюдаемого тела в широких пределах. Это заставляет использовать как камеры различного разрешения, так и различные методы навигации: по центру яркости на дальних расстояниях, пока размер изображения тела не превышает ~10 пикс., далее навигацию по горизонту и при подлете к планете – навигацию по контрольным точкам.

2. После выхода на околопланетную орбиту должны осуществляться навигационные измерения как по горизонту, так и по контрольным точкам. Навигация по горизонту используется для начальной грубой оценки положения КА на орбите для того, чтобы ограничить область поиска контрольных точек. Она дает возможность ОНС работать полностью автономно, позволяя избежать необходимости использования прогнозной орбитальной информации.

3. Навигационные камеры должны быть дополнены звездными датчиками для определения их ориентации в инерциальном пространстве. Для перехода от инерциальной к планетоцентрической системе координат должна быть обеспечена привязка к абсолютному времени.

4. Разработана оптическая навигационная система (ОНС) для Пилотируемого транспортного корабля, состоящая из широкоугольной навигационной камеры (ШНК), узкоугольной навигационной камеры (ШНК) и двух звездных датчиков, реализующая указанные принципы оптических навигационных измерений на трассе перелета Земля-Луна и на окололунных орбитах. Разработано базовое программно-алгоритмическое обеспечение ОНС, реализующее навигационные измерения по горизонту и по контрольным точкам. В режиме «Автоматический» ШНК и УНК автоматически адаптируются к условиям наблюдений на разных участках полета. Для этого они постоянно контролируют расстояние до наблюдаемой планеты, выбирают оптимальные режимы измерений, переходя от работы по горизонту к КТ разного масштаба.

5. Для экспериментальной отработки ОНС создан специализированный стенд, в состав которого входят стенд ШНК, стенд УНК и стенды звездных датчиков. Разработано программно-алгоритмическое обеспечение моделирования изображений Земли и Луны при движении КА по заданной орбите. Разработано ПАО автоматической радиометрической и геометрической калибровки стенда, обеспечивающее соответствие предъявляемых камерам изображений условиям реальной съемки.

6. По результатам стендовых измерений на окололунных орбитах, СКО измерений ШНК по горизонту не превышает 2-3 км, а их максимальное значение лежит в пределах 10 км. Ошибки ШНК по контрольным точкам в горизонтальной плоскости на порядок меньше, чем по горизонту, СКО не более нескольких сотен метров, а максимум – в пределах 1 км. Ошибки по высоте примерно в 2 раза больше, чем в горизонтальной плоскости, что определяется углом засечки контрольных точек, который лежит в пределах 90°. Ошибки по контрольным точкам в целом увеличиваются с высотой и слабо коррелированны вдоль орбиты. На высотах 200 км и выше СКО измерений УНК по контрольным точкам в горизонтальной плоскости составляет около 50 м, а максимальные ошибки не превышают 200-300 м. Ошибки по высоте в этом случае почти на порядок больше, чем по горизонтали из-за недостаточного угла засечки УНК

7. На трассе перелета Земля-Луна режимы измерений ОНС переключаются автоматически. На дальних расстояниях измерения проводятся с помощью УНК по горизонту. На расстоянии ближе 5600 км осуществляется переход к измерениям УНК по контрольным точкам. На расстоянии ближе 200 км, когда в поле зрения УНК не попадает достаточного количества КТ, осуществляется переход на измерения ШНК по КТ. По результатам стендовых измерений, ошибки измерения расстояния до поверхности уменьшаются от ~10% на расстоянии 100 тыс. км до ~0,1% на расстоянии 200 км. Ошибки определения направления на центр Луны при этом уменьшаются от ~10 угл. мин до ~0,1 угл. мин. При переходе на измерения по ШНК ошибки возрастают примерно на порядок.

8. Для отработки оптической навигационной системы на околопланетных орбитах по реальным космическим изображениям использовались данные, полученные комплексом многозональной космической съемки КМСС-2 на КА «Метеор-М» №2-3. Качество изображений КМСС-2 поддерживается его регулярной полетной геометрической и радиометрической калибровкой. Данные КМСС-2 позволяют адекватно моделировать изображения УНК с высоты 400 км. Использовалось ПАО, разработанное для ОНС, и созданный для нее каталог КТ. Обработано 28 маршрутов КМСС-2 на КА «Метеор-М» №2-3, снятые летом-осенью 2023 г. Из 34665 КТ, попавших в поле зрения камеры, было распознано 11583 КТ, т.е. 33%. Основная причина нераспознавания КТ – наличие облачности. Из 3933 обработанных кадров навигационные измерения были успешно проведены по 1779 кадрам, т.е. по 45% от общего числа кадров. Среднеквадратическая ошибка измерения координат КА в плоскости полета составила 36 м, в перпендикулярной плоскости – 61 м, по высоте– 297 м. Полученные величины ошибок согласуются с результатами стендовых измерений.

9. Натурная проверка методов автономной оптической навигации на окололунных орбитах проводилась по изображению, полученному 17 августа 2023 г. камерой КАМ-С, входящей в состав служебной телевизионной системы (СТС-Л) на КА «Луна-25», с окололунной круговой орбиты высотой 100 км. КАМ-С по полю зрения и угловому разрешению занимает промежуточное положение между ШНК и УНК. При применении ПАО, разработанного для ОНС, к реальному изображению Луны были распознано все 10 попадающих в поле кадра контрольных точек из каталога ОНС. Среднеквадратические ошибки определения координат КА по изображению, оцененные по остаточным отклонениям, составляют около 70 м по координатам X и Y и около 200 м по координате Z, что согласуется с ошибками стендовых измерений. Расхождение с результатами баллистического прогноза в селеноцентрических координатах достигает 1,8 км, а в координатах RNB составляет: $\Delta N = 0{,}28$ км, $\Delta B = 1{,}5$ км, $\Delta R = 1{,}6$ км. Указанное расхождение может быть связано с ошибками баллистического прогноза положения КА, которые оцениваются в ~1 км, а также

с ошибкой привязки времени съемки к бортовому времени - до 1 с, что приводит к ошибке вдоль трассы полета до 1,6 км.

ГЛАВА 6. АВТОНОМНАЯ ОПТИЧЕСКАЯ НАВИГАЦИЯ ПРИ ПОСАДКЕ НА ПОВЕРХНОСТЬ ТЕЛ СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЫ

6.1. Задачи автономной оптической навигации при посадке на поверхность тел Солнечной системы

Посадка на Луну, планеты и малые тела Солнечной системы может отличаться в каждом конкретном случае по баллистической схеме и используемым техническим средствам в зависимости от величины силы тяготения исследуемого тела, наличия атмосферы и ее плотности и других факторов. Тем не менее, основные задачи автономной оптической навигации в процессе снижения и посадки КА на поверхность небесных тел схожи:

- оптические навигационные измерения на траектории подлета для приведения КА в выбранный район посадки;
- выбор наиболее безопасного места посадки при квазивертикальном снижении КА после выхода в район посадки.

При использовании на траектории подлета данных инерциальных измерений размер эллипса рассеяния точки посадки может достигать многих сотен метров для малых тел Солнечной системы, 5-10 км для Луны и десятков километров для Марса. В этих условиях проблему безопасности посадки решают путем выбора достаточно больших ровных районов, с запасом превышающих размер эллипса рассеяния. С другой стороны, наибольший интерес для исследований часто представляют районы со сложным рельефом, посадка в которые связана с существенным риском. Кроме того, при посадке на малые тела Солнечной системы часто невозможно выбрать достаточно большие ровные площадки.

Уменьшить размер эллипса рассеяния на траектории снижения позволяют автономные оптические траекторные измерения. Однако даже при точном приведении КА в район посадки безопасность посадки не гарантирована. С одной стороны, полученные с орбиты снимки имеют недостаточное разрешение для идентификации опасных неровностей размером в десятки сантиметров. С другой

стороны, как показано в разделе 4.1, на площадке размером 20 х 20 м на поверхности безатмосферных тел можно ожидать в среднем 3 опасных кратера.

В этой ситуации по орбитальным снимкам можно надеяться лишь найти район с минимальным количеством опасных неровностей и обеспечить вывод в него КА с точностью не хуже нескольких сотен метров, а при приближении к поверхности автономно выбрать наиболее безопасную площадку и направить к ней КА.

6.2. Стенд натурного моделирования изображений шероховатых поверхностей

Для моделирования изображений (включая стереоизображения) шероховатых поверхностей, типичных для безатмосферных тел (таких как Фобос и Луна) с высоким пространственным разрешением разработан специальный стенд моделирования (СМ), на котором возможно моделирование:

- структуры поверхности, которую можно ожидать на безатмосферных телах (реголит, кратеры, борозды, камни);

- стереоизображений;

- условий освещения, которые будут реализовываться при посадке.

Стенд моделирования (СМ) включает (Рисунок 6.1):

- стол с кюветой, в которой можно моделировать шероховатые поверхности со структурой, характерной для поверхности безатмосферных небесных тел;

- консоль с установленной на ней цифровой камерой, которая может перемещаться как в вертикальном направлении для изменения высоты съемки H_m, так и в горизонтальном направлении с помощью микрометрического привода для прецизионной установки стереобазы B_m;

- персональный компьютер, осуществляющий управление цифровой камерой и прием получаемых изображений.

Рисунок 6.1. Стенд моделирования стереоизображений шероховатых поверхностей

Таблица 6.1. Основные характеристики стенда моделирования:

Камера……	Canon PowerShot G9
Размер изображения……..	4000 x 3000 пикс.
Высота съемки H_m……..	1…83 см
Стереобаза B_m……...	0,05…100 мм

Комбинирование высоты съемки и стереобазы позволяет получать последовательность снимков со стереопараллаксом, соответствующим условиям съемки на разных участках траектории спуска КА.

Примеры полученных на СМ стереоизображений, которые использовались для моделирования снимков поверхности Фобоса, показаны на Рисунке 6.2.

6.3. Отработка задач автономной оптической навигации при посадке на поверхность Фобоса в проекте «Фобос-Грунт»

6.3.1. Телевизионная система навигации и наблюдения

Важная роль в проекте «Фобос–Грунт», предусматривавшем посадку на Фобос и доставку на Землю образцов его грунта, отводилась телевизионным средствам, которые должны были использоваться для решения как научных, так и навигационных задач (*Аванесов и др., 2006, 2010*).

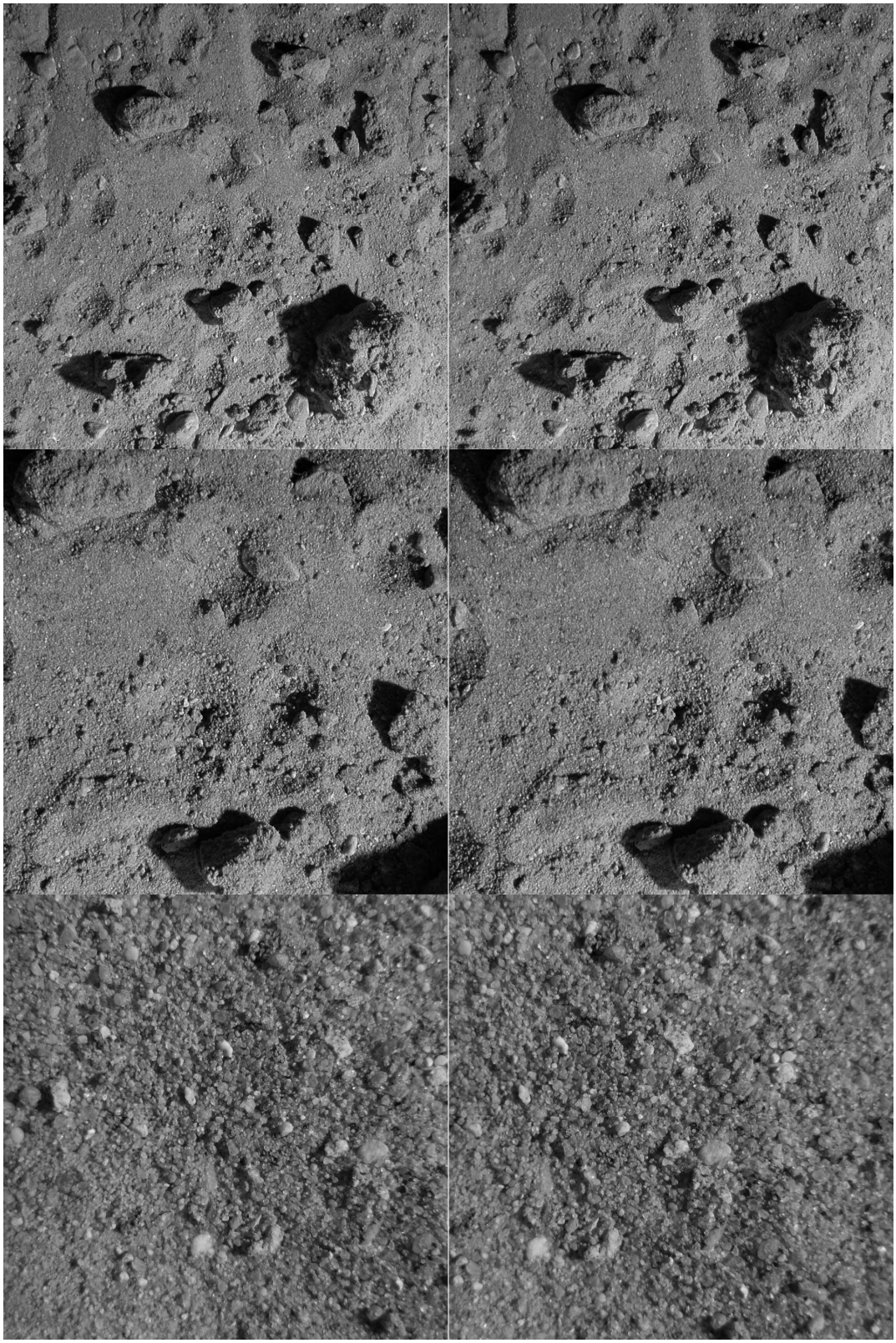


Рисунок 6.2. Стереоизображения, полученные на стенде моделирования с высоты 65 см (верхний ряд), 30 см (средний ряд) и 3 см (нижний ряд)

Научные задачи телевизионного эксперимента включали комплекс исследований характеристик Фобоса и околомарсианского пространства, включая:

- уточнение модели фигуры, карт рельефа и геологических карт Фобоса;
- детальные исследования характеристик кратеров и борозд на поверхности Фобоса;
- исследования пространственных вариаций отражательных характеристик поверхности Фобоса и оценки по ним характеристик грунта Фобоса;
- уточнение массы и положения центра масс Фобоса;
- исследования пылевых колец Марса.

Телевизионные средства также предназначались для решения навигационных задач как при орбитальном движении КА, так и автономно в процессе посадки.

Планировалась следующая схема подлета КА к Фобосу. Войдя в сферу притяжения Марса, КА сначала начинает движение по вытянутой эллиптической орбите, а затем переходит на круговую орбиту наблюдения, высота которой примерно на 500 км превышает высоту орбиты Фобоса. После навигационных съемок и уточнения по их результатам орбит КА и Фобоса, КА переводится на квазиспутниковую орбиту (КСО), имеющую период обращения вокруг Марса, равный периоду обращения Фобоса. При движении по КСО расстояние до поверхности Фобоса изменяется от 30 до 70 км.

На этом этапе стояли задачи:

- уточнения орбиты КА при маневрировании на орбитах искусственного спутника Марса,

- уточнения орбиты Фобоса,

- выбора района посадки,

которые должны были решаться традиционным способом - путем наземной обработки телевизионных изображений.

Автономно в процессе посадки планировалось решение следующих задач:

- измерения расстояния до поверхности Фобоса и компонент относительной скорости КА - Фобос в процессе снижения,
- автономный выбор места посадки при подлете к поверхности.

Для решения указанных задач была разработана телевизионная система навигации и наблюдения (ТСНН) (*Аванесов и др., 2010*). В состав ТСНН входят две узкоугольные телевизионные камеры (УТК) высокого разрешения с фокусным расстоянием 500 мм и две обзорные широкоугольные телевизионные камеры (ШТК) с фокусным расстоянием 18 мм. Общий вид УТК и ШТК показан на Рисунке 6.3, а их характеристики приведены в Таблице 6.2.

Размещение двух комплектов УТК и ШТК по диаметру платформы посадочного модуля с базисом около 2 м обеспечивает возможность проведения стереоизмерений при посадке на поверхность Фобоса. Все камеры оснащены процессорами ADSP-21060 с тактовой частотой 24 МГц. Связь между камерами осуществляется через бортовой вычислительный комплекс (БВК).

Для привязки измерений ТСНН к инерциальной системе координат используются звездные датчики БОКЗ-МФ. Приборы БОКЗ-МФ также дублированы и имеют неперекрывающиеся направления наблюдения для облегчения реализации необходимых углов их оптических осей к Солнцу и Марсу. Каждая пара камер УТК-ШТК жестко сопряжена с соответствующим прибором БОКЗ-МФ.

а) б)

Рисунок .6.3 - Камеры ТСНН: а – УТК, б - ШТК

Таблица 6.2. Основные характеристики камер ТСНН

Параметры	***ТСНН***	
	УТК	***ШТК***
Фокусное расстояние, мм	500	18
Отн. отверстие	1 : 7	1 : 2
Спектральные зоны, мкм	0,4…1,0	0,4…1,0
Размер элемента ПЗС, мкм	7,4	7,4
Кол-во активных элементов	1000x1000	1000x1000
Угл. разрешение, угл. с	3,05	84,8
Поле зрения, град	0,85	23,3
Радиометр. разрешение, бит	10	10
Объем флэш-памяти, Мбайт	16	16
Масса, кг	2,8	1,6
Энергопотребление, Вт	8	8
Количество приборов	2	2

Камеры ТСНН прошли стандартный комплекс приемо-сдаточных, конструкторско-доводочных и ресурсных испытаний. Проведенная калибровка распределения коэффициента чувствительности и темнового тока по полю кадра позволяет восстанавливать по полученным изображениям поле яркости снимаемых объектов. Геометрическая калибровка камер и привязка систем координат камер ТСНН к системам координат звездных датчиков позволяет с высокой точностью определять направление на снимаемые объекты в инерциальной системе координат.

6.3.2. Программа работы ТСНН при посадке на Фобос

Задачей УТК являлись навигационные съемки Марса и Фобоса и выбор района посадки с орбит искусственного спутника Марса. Для решения этих задач УТК обеспечивает адекватное разрешение ~0,5 м с высоты 30 км. В процессе посадки ухудшение разрешения УТК из-за дефокусировки в 2 раза происходит уже на высоте 5 км, а на высотах ниже 1 км изображения УТК становятся сильно дефокусированными и практически не пригодными для навигационных измерений (Таблица 6.3).

Таблица 6.3. Разрешение (с учетом дефокусировки) и поле зрения камер ТСНН

Высота	ШТК (f = 18 мм)		УТК (f = 500 мм)	
	разрешение	поле зрения	разрешение	поле зрения
30 км	12 м	12 км	52 см	450 м
10 км	4,1 м	4,1 км	22 см	150 м
3 км	1,2 м	1,2 км	12 см	45 м
1 км	42 см	410 м	8,6 см	15 м
300 м	13 см	120 м	7,6 см	4,5 м
100 м	5,0 см	41 м	7,3 см	1,5 м
30 м	2,1 см	12 м	-	-
10 м	1,3 см	4,1 м	-	-
3 м	1,0 см	1,2 м	-	-
1 м	0,9 см	41 см	-	-

Поэтому функцию навигационных измерений при посадке выполняет ШТК, ухудшение разрешения которой из-за дефокусировки более чем в 2 раза происходит на высотах ниже 20 м, а предельное разрешение составляет ~1 см. Смазом изображений из-за бокового смещения КА относительно поверхности можно пренебречь.

Две камеры ШТК позволяют при посадке в реальном времени решать следующие задачи:

– формирование сжатых кадров репортажной съемки для передачи на Землю в процессе посадки;

– измерения высоты КА над поверхностью Фобоса;

– измерения смещения опорного объекта на последовательных изображениях, которые с использованием измерений высоты и ориентации КА, выполняемых штатными системами КА, позволяют оценить боковую скорость КА;

– построение карты риска для автоматического выбора места посадки (см. Главу 4).

Выполняемые с помощью ШТК измерения высоты и скорости КА должны были резервировать аналогичные измерения, выполняемые штатными средствами – лазерным высотомером и доплеровским измерителем скорости и дальности (ДИСД). Хотя измерения ШТК должны проводиться непрерывно, начиная с момента схода с орбиты, наиболее важными они являются при приближении к поверхности на высотах ниже ~300 м для контроля высоты и скорости соприкосновения КА с поверхностью и автономного выбора места посадки.

Расстояние до поверхности Фобоса определяется по стереоизображениям, полученным камерами ШТК на стереобазе около 2 м. Ошибки измерений высоты камерами ШТК, оцененные с учетом разрешения камер и ошибок их геометрической калибровки, приведены в табл.6.4. Относительные ошибки измерения высоты убывают от 7 до 0,7% при уменьшении высоты от 300 до 10 м. Для экономии времени стереоизмерения первоначально проводятся по

четырехкратно загрубленному изображению, а затем уточняются по исходному изображению. Для установления соответствия ориентиров на изображениях стереопары применялся предложенный В.А. Гришиным алгоритм, основанный на использовании оператора Лапласа для выбора ориентиров и коэффициентов Уолша-Адамара в качестве их дескриптора (Гришин, 2009).

Информацию для оценки горизонтальных компонент скорости КА дают измерения смещения опорной точки на последовательных изображениях, полученных одно и той же камерой ШТК. Результаты измерения смещения точки обрабатываются в бортовом вычислительном комплексе (БВК) с учетом изменения ориентации КА и высоты съемки. Поскольку смещения объектов очень чувствительны к горизонтальной скорости, для экономии времени измерения бокового смещения первоначально проводятся по шестнадцатикратно загрубленному изображению, а затем уточняются по четырехкратно загрубленному изображению с использованием алгоритма установления соответствия ориентиров, аналогичного используемому при стереоизмерениях (Гришин, 2009). При этом обеспечивается достаточная точность измерения горизонтальной скорости (см. Таблица 6.4). Ограничения по времени заставляют ограничиться определением бокового смещения лишь по одной опорной точке.

Таблица 6.4. Расчетные ошибки измерения высоты и горизонтальной скорости по данным ШТК

Высота	Ошибка измерения высоты, м	Ошибка оценки горизонтальной скорости, м/с
30 км	-	-
10 км	-	-
3 км	1900	0,82
1 км	210	0,28
300 м	20	0,084
200 м	9,1	0,056
100 м	2,5	0,029
30 м	0,32	0,0097
10 м	0,066	0,0042

С накоплением результатов измерений ТСНН в БВК ошибки траекторных измерений должны быть существенно ниже, чем рассмотренные ошибки единичных измерений ТСНН.

Отработка алгоритмических и программных решений информационной поддержки посадки на Фобос проводилась с использованием изображений поверхности Фобоса и Луны, а также стереоизображений модельных шероховатых поверхностей, полученных на стенде моделирования (см. п.6.2).

Циклограмма съемки, обработки информации и ее обмена между камерами и с БВК по мультиплексному каналу обмена (МКО) приведена в Таблице 6.5.

Таблица 6.5. Циклограмма работы камер ТСНН в режиме «Посадка» (РК – репортажный кадр, КС – командное слово) (Жуков и др., 2009б)

Такт № (20 мс)	Операции в камере	Обмен по МКО
1	-	Синхронизация
2	Экспозиция	-
3-15	Считывание	
16-139	Коррекция, загрубление, формирование РК	
140-156	Выбор опорных точек для стерео	Передача РК (25 КС)
157-164	-	
165-216	-	Обмен между камерами параметрами опорных точек для стерео (2х26 КС)
217-244	Построение карты риска, оценка высоты, оценка бокового смещения и выбор новой опорной точки для монокулярного режима	-
245-251	-	Передача карты риска
252	-	Передача результатов измерений
253-277	-	Передача РК (25 КС)
278-299	Резерв	Резерв
300	Переход к такту №1 N_k раз	-

Она включает:

- экспозицию и считывание изображения с ПЗС-матрицы;

- коррекцию засветки изображения при переносе по буферным вертикальным регистрам, загрубление разрешения изображения для реализации иерархических процедур установления соответствия и формирования кадра репортажной съемки;

- выбор опорных точек для стереообработки;

- обмен информацией между камерами о параметрах опорных точек;

- построение карты риска;

- нахождение соответствия опорных точек в стереорежиме и расчет расстояния до поверхности Фобоса;

- определение бокового смещения по опорной точке, выделенной в монокулярном режиме на предыдущем цикле;

- поиск новой опорной точки в монокулярном режиме для определения бокового смещения на следующем цикле;

- передача карты риска и результатов измерений расстояния и бокового смещения в БВК.

Обе камеры ШТК работают параллельно по симметричной схеме.

В процессе отладки оптимизировались используемые в режиме «Посадка» вычислительные и программные алгоритмы. Служебные функции, а также часть алгоритмических функций, написанных автором на языке С, были переписаны Р.В. Гордеевым на языке Ассемблер, остальные алгоритмические функции, где использование Ассемблера не дает ощутимого преимущества, оставлены на языке С. На Ассемблере написаны, в частности, функции загрубления изображений и коррекции засветки, где эффективное использование ресурсов процессора камер позволило больше, чем на порядок уменьшить вычислительные затраты. В результате было обеспечено надежное функционирование ПАО режима при длительности цикла съемки, обработки и обмена информации в 6 с. При этом вычислительные операции занимали 3,3 с.

6.3.3. Стендовая отработки ТСНН

Наземная отработка режима «Посадка» проводилась на стенде ТСНН, на котором камеры ШТК через коллиматорные объективы снимают изображения, выводимые на мониторы имитаторов поверхности Фобоса (ИПФ) (Рисунки 6.4, 6.5).

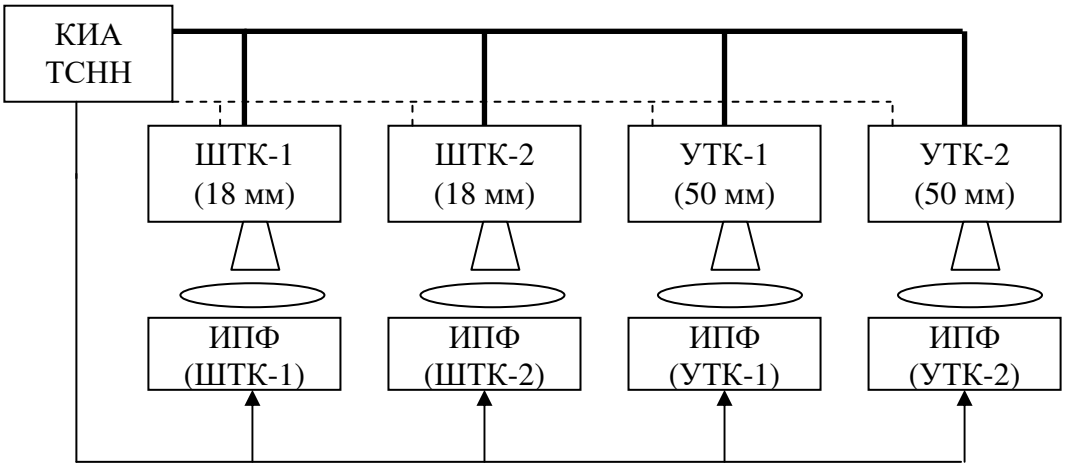


Рисунок 6.4. Структура стенда ТСНН

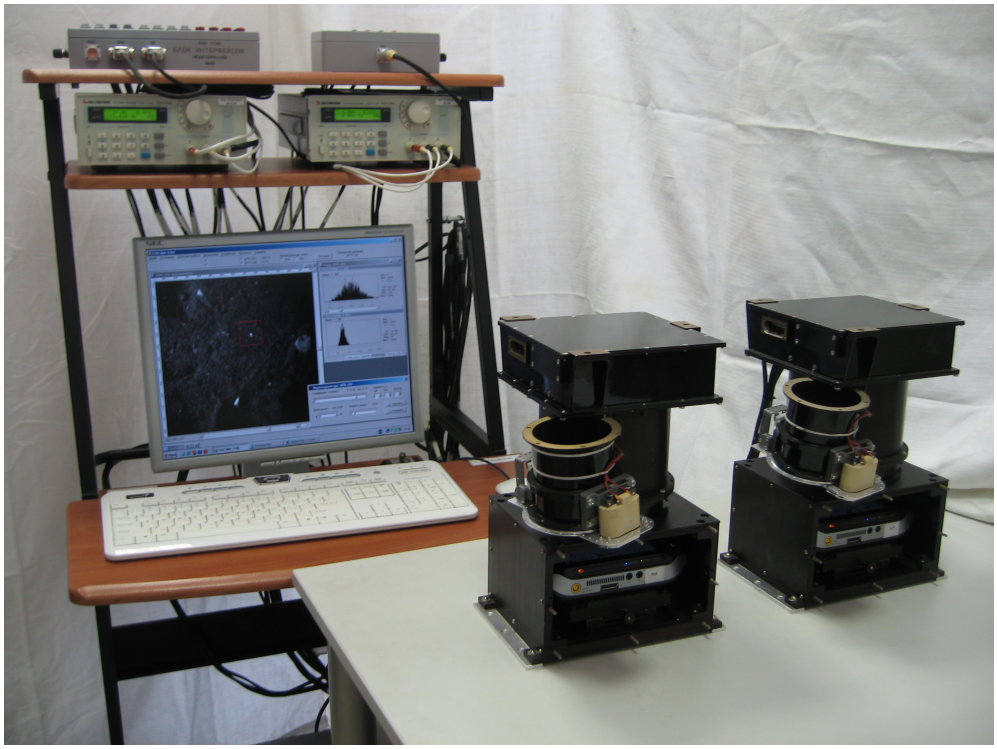
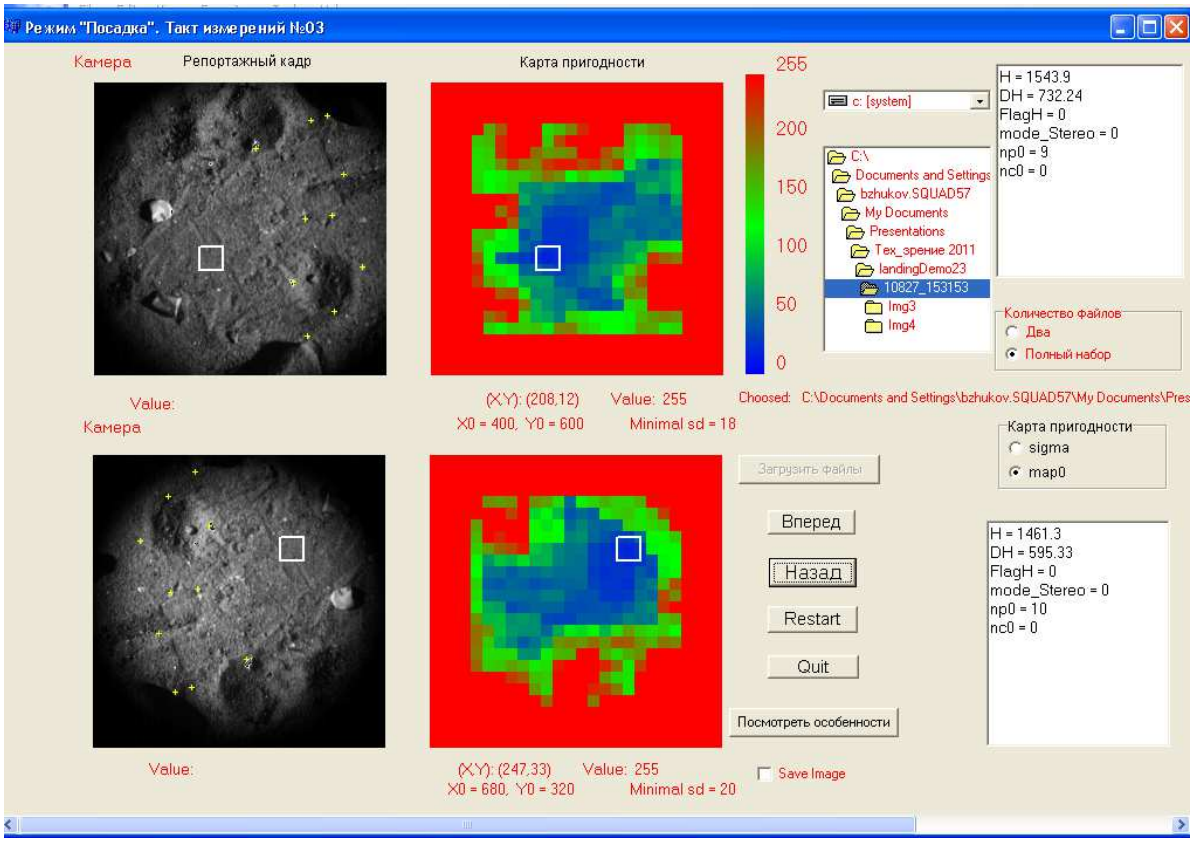


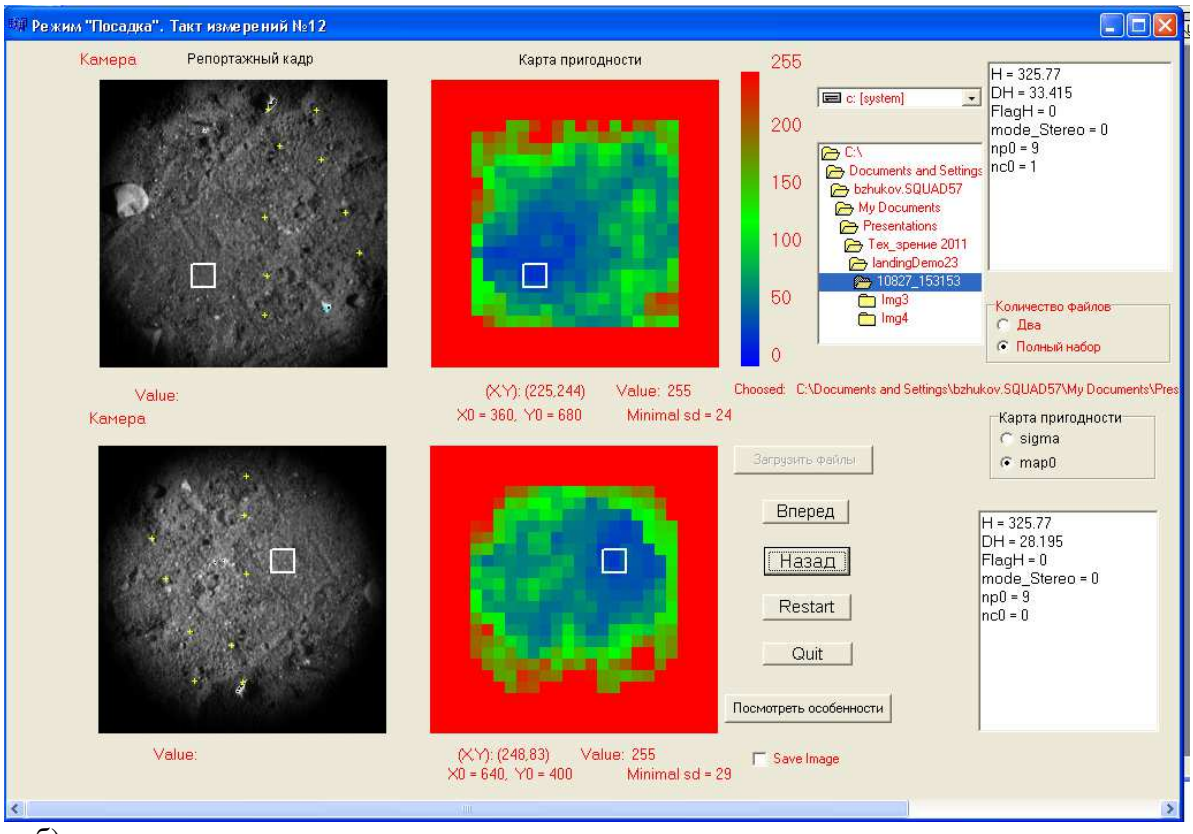
Рисунок 6.5. Стенд ТСНН: на переднем плане две камеры ШТК, установленные на ИПФ, на заднем плане - КИА

Управление камерами и обмен информацией по МКО, имитирующие соответствующие функции бортового вычислительного комплекса БВК космического аппарата, а также синхронизация работы камер и ИПФ осуществлялась с помощью контрольно-испытательной аппаратуры (КИА).

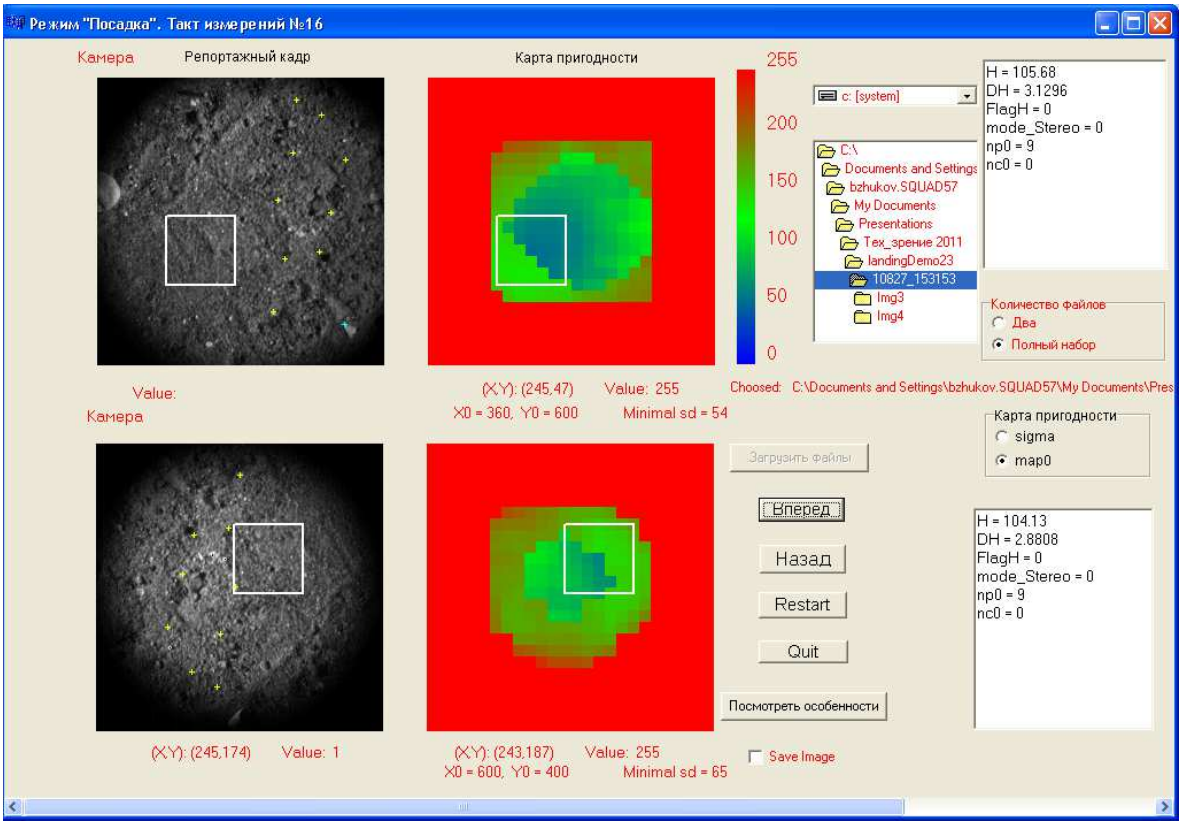
На Рисунке 6.6 приведены окна визуализации результатов, полученные на стенде ТСНН при параллельной работе двух камер ШТК. Поскольку на КА камеры развернуты относительно друг друга на 180° вокруг оптической оси, получаемые ими изображения и карты риска также развернуты на 180°. Представленные примеры соответствуют четырем высотам от 1500 м до 47 м на траектории посадки. При увеличении неоднородности поверхности цвет карты риска (пригодности места посадки) изменяется от синего до красного. Оптимальное место посадки указано белым квадратом.


Режим "Посадка". Такт измерений №03
Камера
Репортажный кадр
Карта пригодности
255
200
150
100
50
0
c: [system]
C:\
Documents and Settings
bzhukov.SQUAD57
My Documents
Presentations
Tex_зрение 2011
landingDemo23
10827_153153
Img3
Img4
H = 1543.9
DH = 732.24
FlagH = 0
mode_Stereo = 0
np0 = 9
nc0 = 0
Количество файлов
Два
Полный набор
Value:
(X,Y): (208,12)
Value: 255
X0 = 400, Y0 = 600
Minimal sd = 18
Choosed: C:\Documents and Settings\bzhukov.SQUAD57\My Documents\Pres
Камера
Карта пригодности
sigma
map0
Загрузить файлы
Вперед
Назад
Restart
Quit
Посмотреть особенности
H = 1461.3
DH = 595.33
FlagH = 0
mode_Stereo = 0
np0 = 10
nc0 = 0
Value:
(X,Y): (247,33)
Value: 255
X0 = 680, Y0 = 320
Minimal sd = 20
Save Image

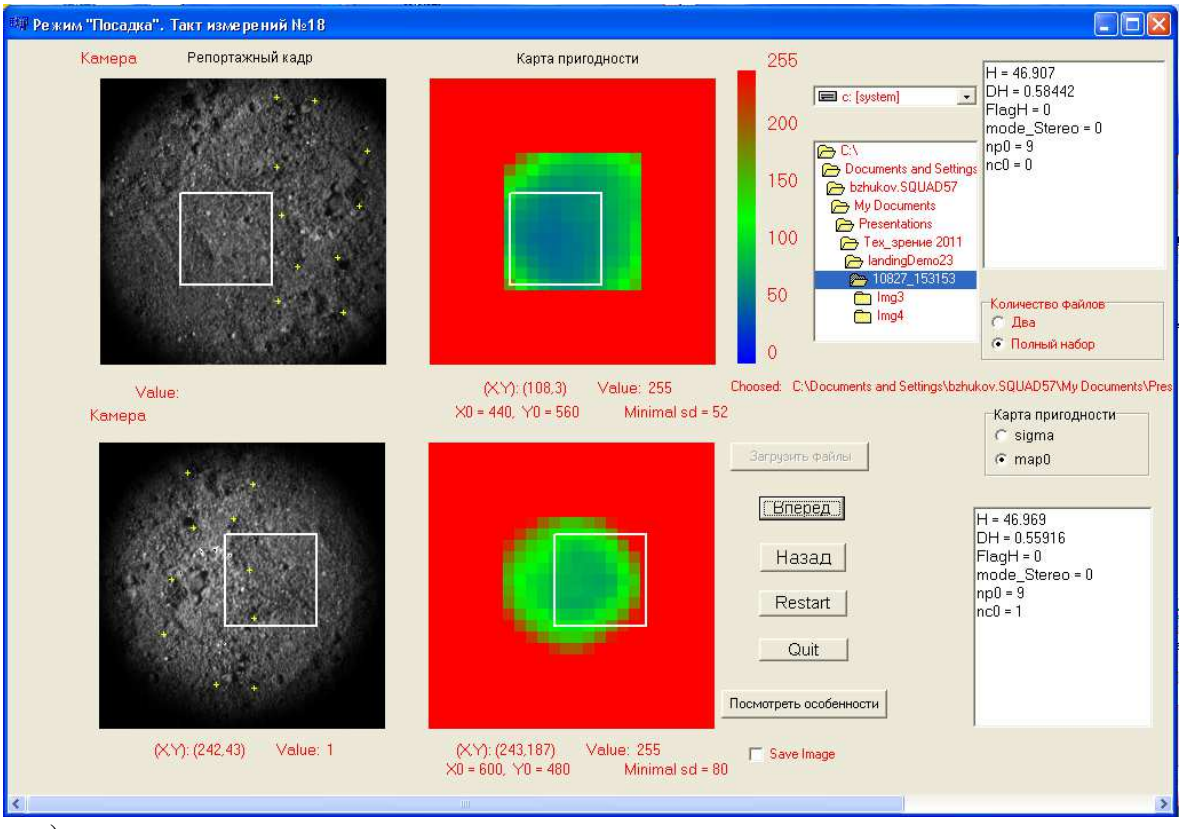
а)


Режим "Посадка". Такт измерений №12
Камера
Репортажный кадр
Карта пригодности
255
200
150
100
50
0
c: [system]
C:\
Documents and Settings
bzhukov.SQUAD57
My Documents
Presentations
Tex_зрение 2011
landingDemo23
10827_153153
Img3
Img4
H = 325.77
DH = 33.415
FlagH = 0
mode_Stereo = 0
np0 = 9
nc0 = 1
Количество файлов
Два
Полный набор
Value:
(X,Y): (225,244)
Value: 255
X0 = 360, Y0 = 680
Minimal sd = 24
Choosed: C:\Documents and Settings\bzhukov.SQUAD57\My Documents\Pres
Камера
Карта пригодности
sigma
map0
Загрузить файлы
Вперед
Назад
Restart
Quit
Посмотреть особенности
H = 325.77
DH = 28.195
FlagH = 0
mode_Stereo = 0
np0 = 9
nc0 = 0
Value:
(X,Y): (248,83)
Value: 255
X0 = 640, Y0 = 400
Minimal sd = 29
Save Image

б)



в)



г)

Рисунок 6.6. Изображения модельной поверхности (слева) и карты риска (в центре), полученные на стенде ТСНН для высот: а – 1500 м; б – 326 м; в – 105 м; г – 47 м

На Рисунке 6.7 показан полученный на стенде ШТК пример результатов измерения высоты с помощью ШТК на участке снижения от ~1 км до ~10 м. За это время ШТК выполняет 20 циклов измерений. Штриховой линией показано изменение высоты в соответствии с реальной траекторией посадки, а сплошной линией – расчетное изменение высоты в соответствии с изменением параллакса сформированной модельной последовательности стереоизображений. Поскольку при моделировании задавались только целочисленные значения параллакса, на верхнем участке траектории модельная высота изменяется скачкообразно. Значения высоты, измеренные с помощью ШТК, обозначены крестиками. Они хорошо ложатся на модельный график изменения высоты, который и соответствует реально предъявленным камере изображениям. Показанные на Рисунке 6.8 ошибки измерений высоты уменьшаются от ~100 м на высоте 1 км до~10 м на высоте 300 м, до ~1 м на высоте 100 м и до 1-2 см на высоте 10 м. Полученные результаты подтверждают приведенные выше в Таблице 6.4 оценки достижимой точности измерения высоты с помощью ШТК.

При измерении высоты соответствие устанавливалось для 6…10 опорных точек стереопары (при максимальном количестве 10 точек) – см. Рисунок 6.9, что свидетельствует о хорошей устойчивости функционирования алгоритма.

Полученные результаты подтверждают возможность использования проводимых с помощью ШТК стереоизмерений высоты на высотах ниже ~100 м для резервирования ее измерений штатными средствами КА.

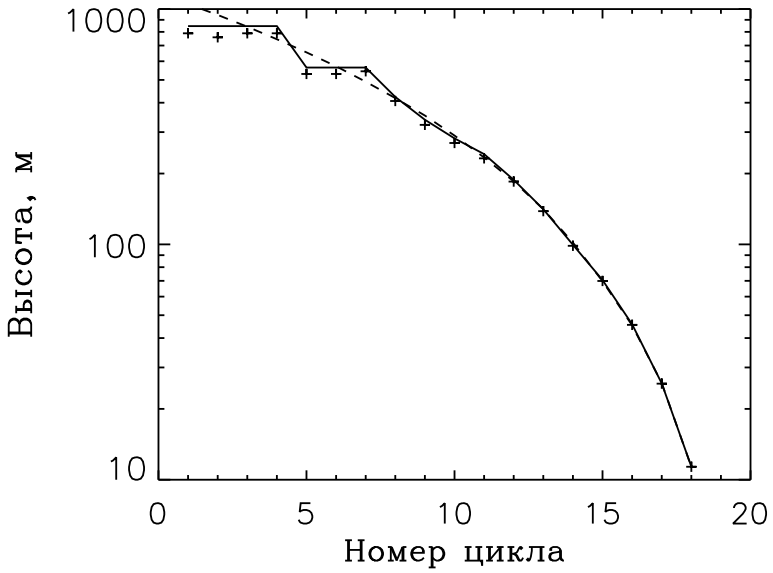


Рисунок 6.7. Измерения высоты камерами ШТК (крестики) для реальной (штриховая линия) и модельной (сплошная линия) траектории посадки

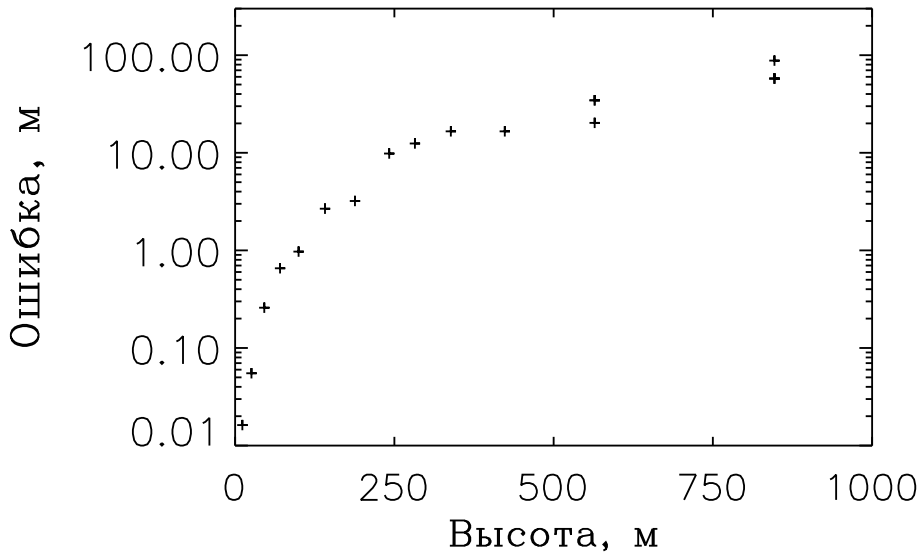


Рисунок 6.8 - Ошибка измерения высоты на стенде ТСНН камерами ШТК как функция высоты

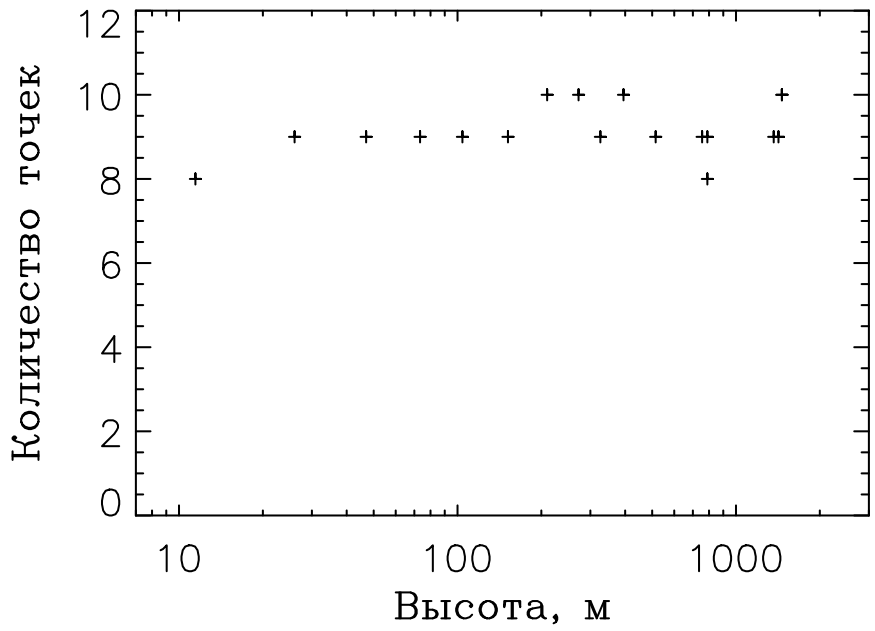


Рисунок 6.9. Количество опорных точек, для которых установлено соответствие на стереопарах, полученных камерами ШТК. Один крестик – количество опорных точек, найденных на данной высоте

Горизонтальная скорость КА должна была определяться в БВК по смещению опорной точки на последовательных изображениях, полученных одной и той же камерой ШТК, с учетом изменения высоты и ориентации, определяемых штатными средствами КА. Для повышения быстродействия определение бокового смещения проводится по четырехкратно загрубленному изображению, что обеспечивает требуемую точность вычисления горизонтальной скорости <0,1 м/с на высотах менее 300 м (см. Таблицу 6.4).

Соответствие опорных точек на последовательных изображениях было установлено в каждом цикле.

При моделировании вертикального спуска смещение опорных точек определяется изменением масштаба изображения. При этом точки должны смещаться в радиальном направлении от оптической оси на расстояние

$$\Delta r = r_1 (H_1 / H_2 - 1), \qquad (6.1)$$

где r_1 – расстояние от оптической оси на первом изображении;

H_1 и H_2 – высота, с которой были сделаны первое и второе изображения.

Сопоставление измеренных и рассчитанных по соотношению (6.1) смещений опорной точки на разных высотах приведено на Рисунке 6.10. Их среднеквадратическое отклонение по осям X и Y составляет 1,35 и 1,16 пикселя. Указанное отклонение соответствует точности измерения смещения по четырехкратно загрубленному изображению, составляющей половину загрубленного или 2 исходного пикселя.

Таким образом, подтверждено, что алгоритм определения боковых смещений также функционирует устойчиво и с расчетной точностью.

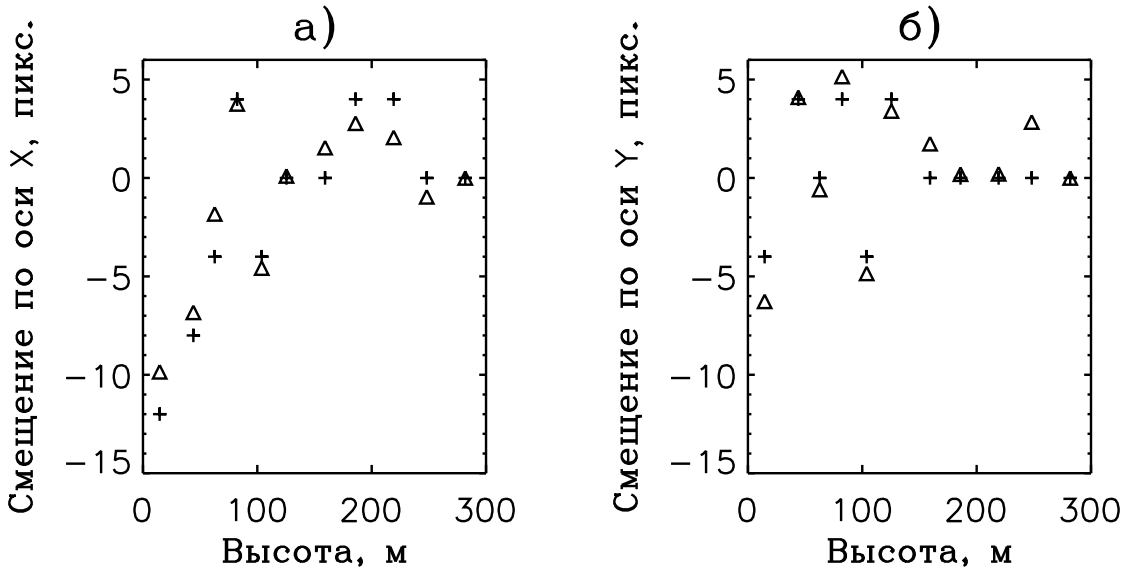


Рисунок 6.10. Измеренные (крестики) и расчетные (треугольники) значения бокового смещения по осям X и Y – а) и б) соответственно

6.4. Задачи автономной оптической навигации и условия наблюдения при посадке на поверхность Луны

Целью миссии «Луна-Ресурс-1» («Луна-27») является управляемая посадка в одном из выбранных околополярных районов Луны и анализ состава лунного грунта с приоритетной целью поиска следов воды. В Систему высокоточной безопасной посадки (СВБП) КА входит Телевизионная система навигации и наблюдения ТСНН-2, являющаяся дальнейшим развитием системы ТСНН проекта «Фобос-Грунт», а также разрабатываемые лидарный и/или радиолокационный сканеры.

Схему посадки КА иллюстрирует Рисунок 6.11. На предпосадочной эллиптической орбите на высоте около 20 км включатся тормозной двигатель, и начинается этап основного торможения (ОТ), на котором КА летит вдоль поверхности Луны, снижаясь с высоты ~20 км до выхода в район посадки на высоте ~2 км с гашением горизонтальной скорости. На этапе ОТ угол отклонения поперечной оси Y КА от местной вертикали изменяется от -24 до 23º (в номинальном варианте).

Затем происходит вертикализация КА, в ходе которой КА разворачивается своей продольной осью –X в направлении в надир и начинается этап прецизионного торможения (ПТ) – вертикального спуска до касания с поверхностью, в ходе которого на высоте 500 м предусмотрен горизонтальный маневр для уклонения от неровностей рельефа и камней. Отклонение оси X КА от местной вертикали на участках съемки на этапе ПТ не превышает 2º.

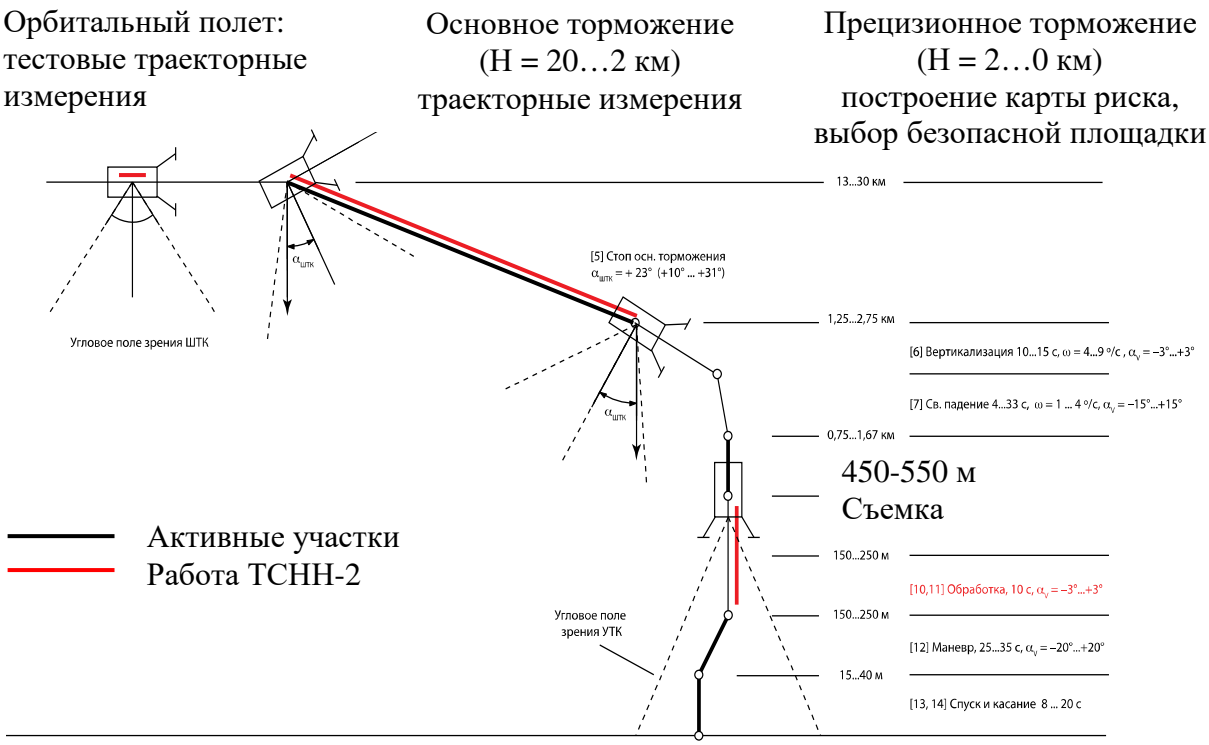


Рисунок 6.11. Схема торможения и посадки КА «Луна-Ресурс» (Приложение Г к ТЗ на ТСНН-2)

Основными задачами ТСНН-2 при посадке на Луну являются:

- на этапе основного торможения – измерение в реальном времени радиус-вектора КА в связанной селеноцентрической системе координат (СЦСК);

- на этапе прецизионного торможения – построение в реальном времени карты риска, содержащей информацию о безопасных площадках; карта риска должна быть чувствительна к неровностям поверхности размером более 30 см и наклонам поверхности более 7°.

Учитывая опыт отработки системы ТСНН для миссии «Фобос-Грунт», при посадке на Луну на этапе ПТ пришлось отказаться от задачи стереоизмерений высоты. Для системы управления КА на этапе ПТ требуется измерять высоту с момента вертикализации КА, т.е. с высоты ~1300 м, в то время, как стереоизмерения обеспечивает приемлемую точность измерений лишь на высотах ниже ~100 м, что слишком поздно для обеспечения безопасной посадки на Луну.

В связи с этим пришлось отказаться и от задачи определения на этапе ПТ горизонтальной скорости КА, поскольку она требует независимых измерений высоты. При невозможности использования для этой цели стереоизмерений, измерения высоты можно получать независимо от многолучевого радиовысотомера ДИСД. Однако, радиовысотомер предоставит информацию и об относительной скорости КА, а в случае его отказа не будет и требуемых измерений высоты. Поэтому на этапе ПТ перед ТСНН-2 оставлена основная задача – построение карты риска.

Дополнительно предусматривается тестирование ТСНН-2 на низкой круговой орбите высотой 100 км и вблизи перицентра предпосадочной эллиптической орбиты на высоте около 30 км.

После посадки КА на поверхность предусмотрена передача на Землю сохраненных изображений, видео и телеметрических данных.

6.5. Состав и характеристики ТСНН-2

При формировании состава и характеристик ТСНН-2 учитывались следующие обстоятельства:

1. На этапах ОТ и ПТ Луна будет наблюдаться в системе координат КА в разных направлениях: на этапе ОТ – около направления оси Y КА, на этапе ПТ – в направлении оси –X.

2. На этапе ПТ требуется максимальное разрешение для распознавания неровностей поверхности и камней размером до 30 см при обеспечении обзора поверхности в пределах расстояния горизонтального маневра ~100 м, а также с учетом возможных отклонений оптической оси от вертикали.

3. На этапе ОТ достаточно разрешение, соответствующее разрешению имеющихся моделей Луны 30-120 м (в зависимости от широты точки посадки), а приоритетом является возможно широкое поле зрения с учетом изменения угла наклона оптической оси в диапазоне до ±30°, а также для увеличения количества контрольных точек, попадающих в кадр.

4. С практической точки зрения целесообразно использовать имеющиеся отработанные аппаратурные решения.

С учетом этих условий ТСНН-2 предлагается в составе двух камер:

- широкоугольная телевизионная камера (ШТК) для использования на этапе ОТ, с полем зрения 76º и оптической осью, направленной вблизи оси Y КА, и
- узкоугольная телевизионная камера (УТК) для использования на этапе ПТ, с полем зрения 49º и оптической осью, направленной вдоль оси –X КА.

В качестве фотоприемного устройства (ФПУ) в обеих камерах используется КМОП-матрица размером 2048x2048 пикс., аналогичная используемой в ОНС. В ШТК при имеющемся объективе с полем зрения 76° оптическое изображение будет занимать часть КМОП-матрицы размером 1280 x 1280 пикселей.

Характеристики камер ТСНН-2 приведены в Таблице 6.6.

Данные с обеих камер обрабатываются и хранятся в блоке обработки данных (БОД).

Таблица 6.6. Характеристики камер ТСНН-2

ТВ камеры	ШТК	УТК
Фокусное расстояние объектива, мм	4,6	12,3
Относительное отверстие	1:6	1:8
Угловое поле зрения, °	76 x 76	49 x 49
Размер кадра, пикс	1280 x 1280	2048 x 2048
Угловое разрешение, угл. мин.	4,1	1,5
Размер проекции пикселя, м:		
с высоты 100 км	120	44,7
с высоты 30 км	35,9	13,4
с высоты 20 км	23,9	8,9
с высоты 1300 м	–	0,58
с высоты 500 м	–	0,22
с высоты 250 м	-	0,11
Захват на поверхности		
с высоты 100 км	159 x 159 км	92 x 92 км
с высоты 30 км	47 x 47 км	27,4 x 27,4 км
с высоты 20 км	31 x 31 км	18,3 x 18,3 км
с высоты 1300 м	–	1190 x 1190 м
с высоты 500 м	-	456 x 456 м
с высоты 250 м	–	228 x 228 м

6.6. Программа работы ТСНН-2 на орбитальной фазе полета

После вывода КА на окололунную орбиту предусматривается тестирование функций абсолютной и относительной навигации ТСНН-2 с использованием ШТК на низкой круговой орбите высотой 100 км и вблизи перицентра предпосадочной эллиптической орбиты на высоте около 30 км.

При расчетном времени экспозиции 2 мс и горизонтальной скорости на указанных орбитах 1,6-1,7 км/с смаз изображения из-за движения КА не будет превышать 3-4 м, а из-за углового движения КА со скоростью 0,3°/с – 1 м, т.е. будет пренебрежимо мал по сравнению с разрешением ШТК на этих высотах (см. Таблицу 6.6).

В орбитальном полете с целью тестирования будет использоваться ПАО абсолютной и относительной навигации, применяемое на участке ОТ, с подключением разработанного глобального каталога КТ на поверхности Луны(см. раздел 3.5).

6.7. Моделирование работы ТСНН-2 на этапе основного торможения

6.7.1. Условия наблюдения на этапе основного торможения

Типичная динамика снижения при посадке на Луну показана Рисунке 6.12 на примере КА «Луна-25» на широте около 70° ю.ш. В данном случае ОТ начинается на высоте 23 км и заканчивается на высоте 2 км.

Для «Луны-27» траектория посадки будет схожая, но точку посадки планируется выбрать на широте около 80º (обсуждается также запуск двух аппаратов для посадки на околополярных широтах в северном и южном полушариях). В этом случае участок ОТ будет проходить над широтами 70-80º, где разрешение существующих топографических моделей LOLA составляет 60 м до широты 75º и 30 м на более высоких широтах.

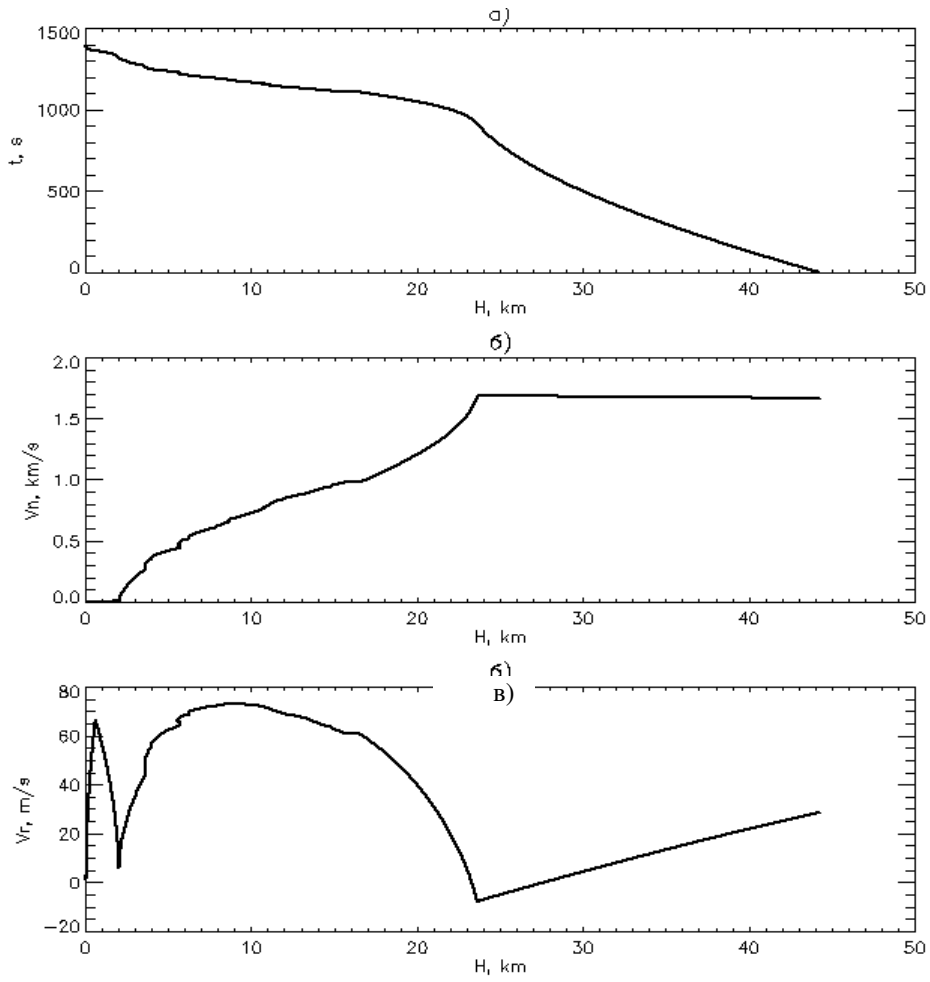


Рисунок 6.12. Связь высоты и времени (а) и изменение горизонтальной (б) и вертикальной (в) скорости в зависимости от высоты на типичной траектории посадки на поверхность Луны (на примере КА «Луна-25»)

На Рисунке 6.13 для этой траектории показано изменение с высотой разрешения и поля зрения ШТК, а также времени пролета пикселя и времени пролета кадра. На всей траектории ОТ разрешение даже бинированного изображения ШТК будет лучше разрешения модели и будет улучшаться по мере снижения.

При расчетном времени экспозиции 2 мс смаз исходного изображения на этапе ОТ не будет превышать 25% размера пикселя, а бинированного – в 2 раза меньше.

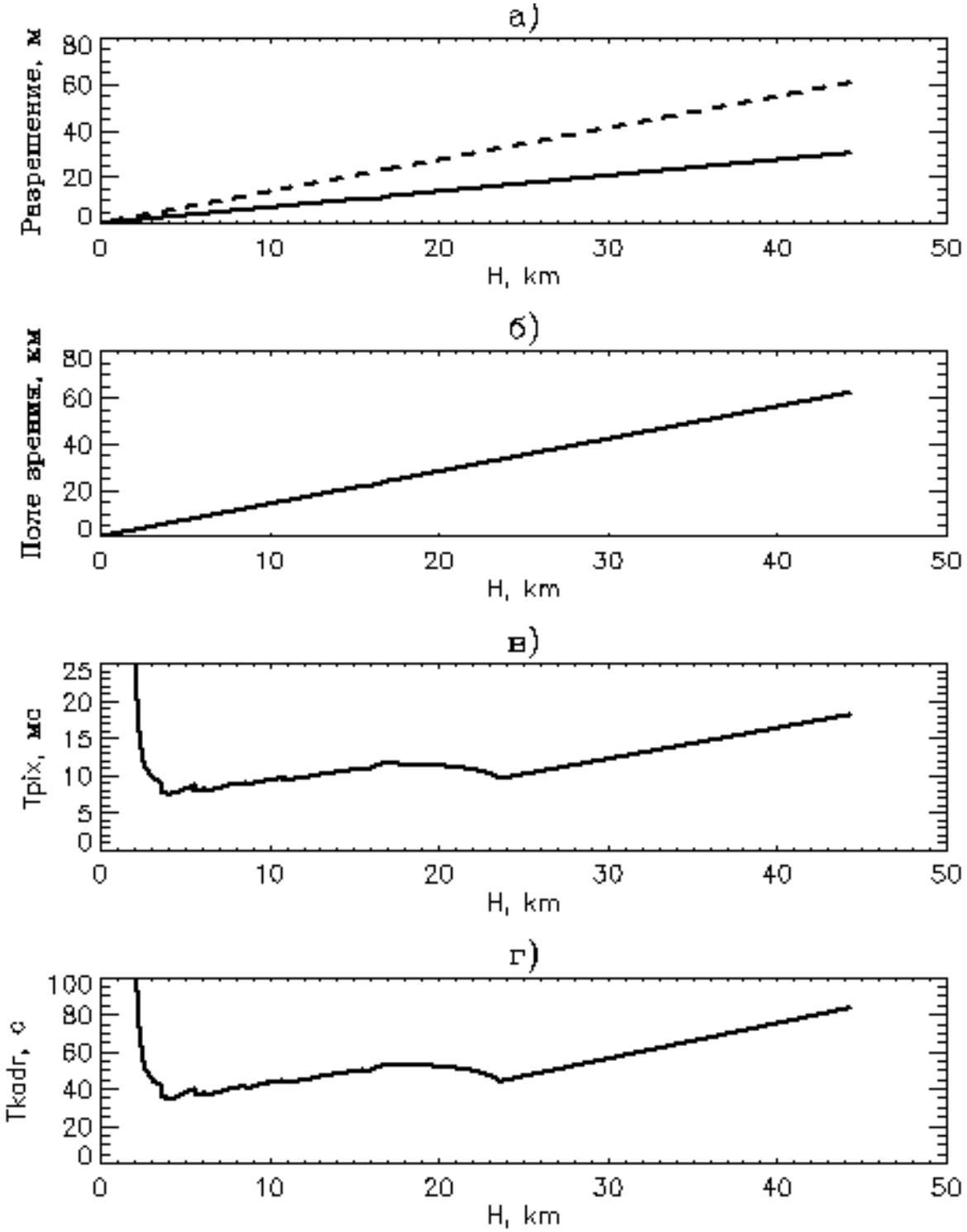


Рисунок 6.13. Изменение разрешения исходного (сплошная кривая) и бинированного (штриховая кривая) изображения ШТК (а), поля зрения ШТК (б), времени пролета пикселя (в) и времени пролета кадра (г) на модельной траектории посадки КА «Луна-25»

При времени между кадрами 5 с перекрытие кадров будет не менее 85%, что достаточно для относительной навигации (для абсолютной навигации перекрытие кадров не критично).

6.7.2. Выбор контрольных точек на этапе ОТ

На этапе ОТ будет применяться алгоритм комбинированной абсолютной и относительной навигации, описанный в разделе 3.4. Контрольные точки должны быть выбраны на конкретный участок подлета. На Рисунке 6.14 показан выбор КТ на район посадки КА «Луна-25» - к северу от кратера Богуславский (69,545º ю.ш., 43,544º в.д.). Выбор КТ проведен по модели LOLA-256P с разрешением 118 м. Отклонение оптической оси камеры от надира на ±30º существенно не влияет на распределение яркости КТ.

Здесь же показано сужающееся поле зрения камеры при уменьшении высоты. Значительно более низкое разрешение модели по сравнению с разрешением камеры существенно ограничивает возможность выбора КТ, особенно на последнем этапе основного торможения. Достаточное количество КТ при данном разрешении модели может быть определено до высоты 6,5 км. Далее критериям выбора КТ (см. раздел 3.3.2) удовлетворяет лишь одна КТ, которая должна наблюдаться при высоте КА между 4 и 5 км.

Обеспечение абсолютной навигации на всем участке подлета будущих миссий требует создания топографических моделей поверхности небесных тел с разрешением не хуже ~10 м. Для Луны эта задача ставится перед проектом топографического картирования Луны в миссии «Луна-26» («Луна-Ресурс-О1») с помощью Лунной стерео-топографической камеры (ЛСТК) (Polyansky, Zhukov et al, 2017).

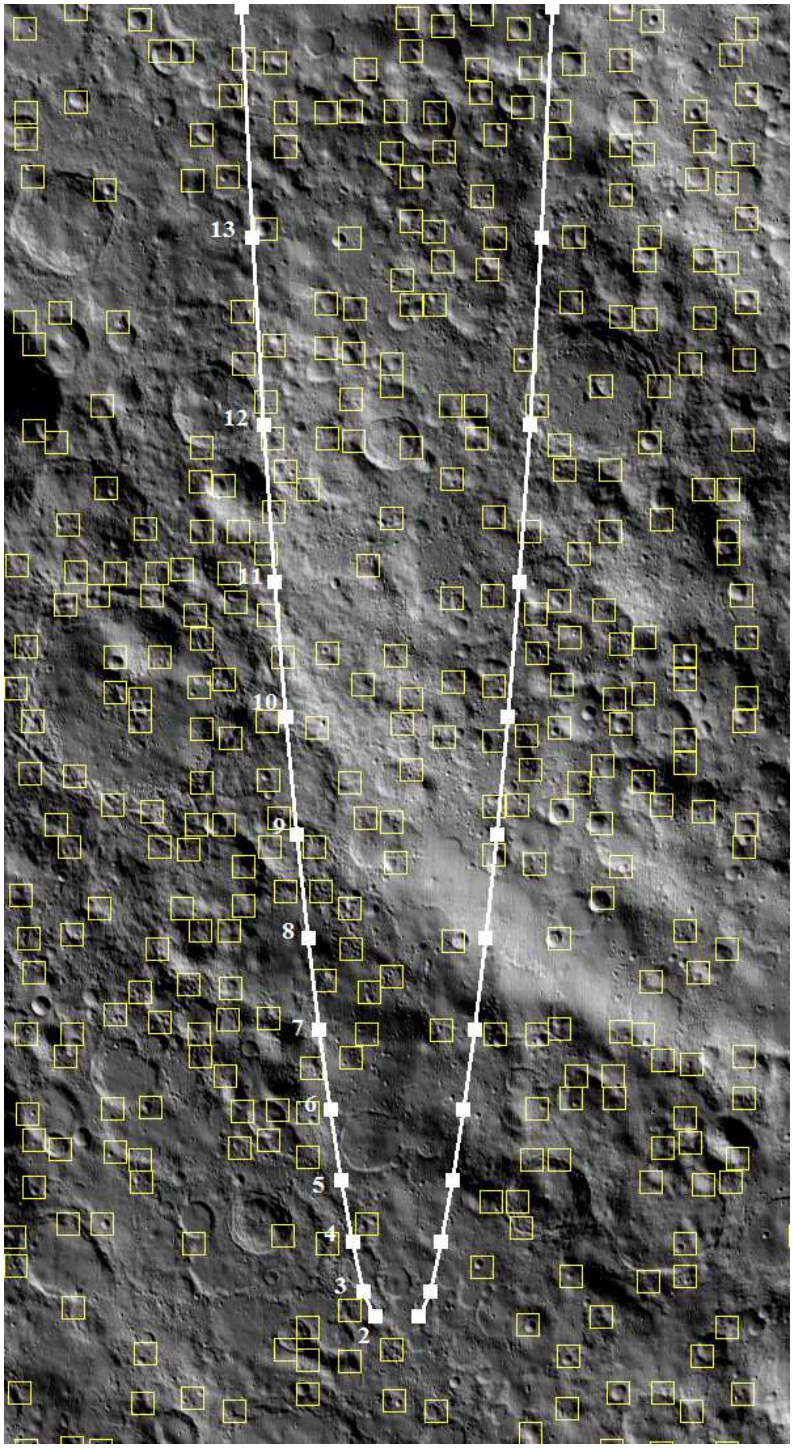


Рисунок 6.14. Выбор контрольных точек (желтые квадраты) на участок подлета к точке посадки КА «Луна-25»; границы поля зрения в диапазоне углов ±45º около надира показаны белыми линиями; цифры у линий указывают высоту КА в километрах

6.7.3. Результаты моделирования

Рассмотрим результаты моделирования автономных оптических траекторных измерений на примере этапа подлета к основному району посадки КА «Луна-25» к северу от кратера Богуславский. Моделирование проводилось при условии использования КТ, наблюдаемых под углами не более 45° к надиру. На этапе ОТ разрешение камеры будет меняться от нескольких десятков метров до нескольких метров. Поскольку разрешения модели LOLA-256P для моделирования получаемых изображений не достаточно, а модели более высокого разрешения на участок подлета отсутствуют, для моделирования получаемых изображений (но не контрольных точек!) была сконструирована искусственная синтетическая модель путем наложения на модель LOLA-256P участка подлета той же модели LOLA-256P, сжатой в 10 раз по горизонтали и вертикали, т.е. имеющей разрешение 11,8 м, что позволяет адекватно моделировать изображения вплоть до высоты 8 км. Для моделирования изображений на более низких высотах на эту модель повторно накладывалась модель LOLA-256P, сжатая в 100 раз по горизонтали и вертикали, т.е. имеющая разрешение 1,18 м.

Методика моделирования изображений по заданной топографической модели Луны описана в разделе 5.3.4. К изображению добавлялся случайный радиометрический шум, который в соответствии с характеристиками фотоприемной матрицы CMV4000 представлял собой сумму темнового шума со среднеквадратической величиной 13 e^- и фотонного шума, рассчитанного исходя из условия, что максимальный сигнал изображения соответствует 90% глубины потенциальной ямы фотоприемника (13500 e^-).

Применялся алгоритм комбинированной навигации по КТ и относительным ориентирам, описанный в разделе 3.4. Окно программы моделирования автономной оптической навигации на этапе ОТ показано на Рисунке 6.15. Вследствие того, что размер области поиска соответствия, как правило, не превышал 1 км, т.е. 9 пикселей эталонных изображений КТ, иерархический

подход для поиска КТ в данном случае не применялся. С другой стороны, поскольку разрешение изображений относительных ориентиров значительно лучше и размер области их поиска на исходном изображении достигал 50 пикселей, для ускорения вычислений применялся иерархический подход, когда соответствие относительных ориентиров сначала устанавливалось по 4-кратно загрубленному изображению, а затем уточнялось по исходному.

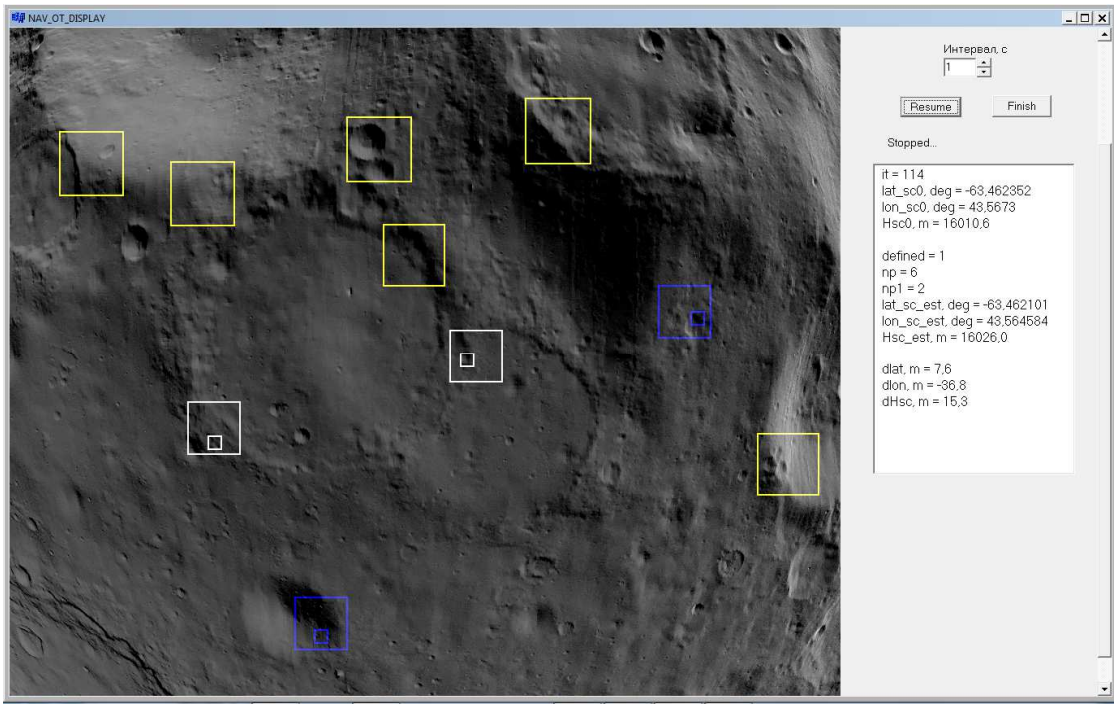


Рисунок 6.15. Окно программы моделирования оптической навигации на этапе основного торможения; найденные контрольные точки обозначены желтыми квадратами, найденные на текущем изображении относительные ориентиры, которые были выбраны ранее – вложенными белыми квадратами в соответствии с их иерархической структурой, новые относительные ориентиры, выбранные на текущем изображении – вложенными синими квадратами

На Рисунке 6.16 приведено количество найденных контрольных точек и относительных ориентиров и ошибки определения координат КА в зависимости от высоты.

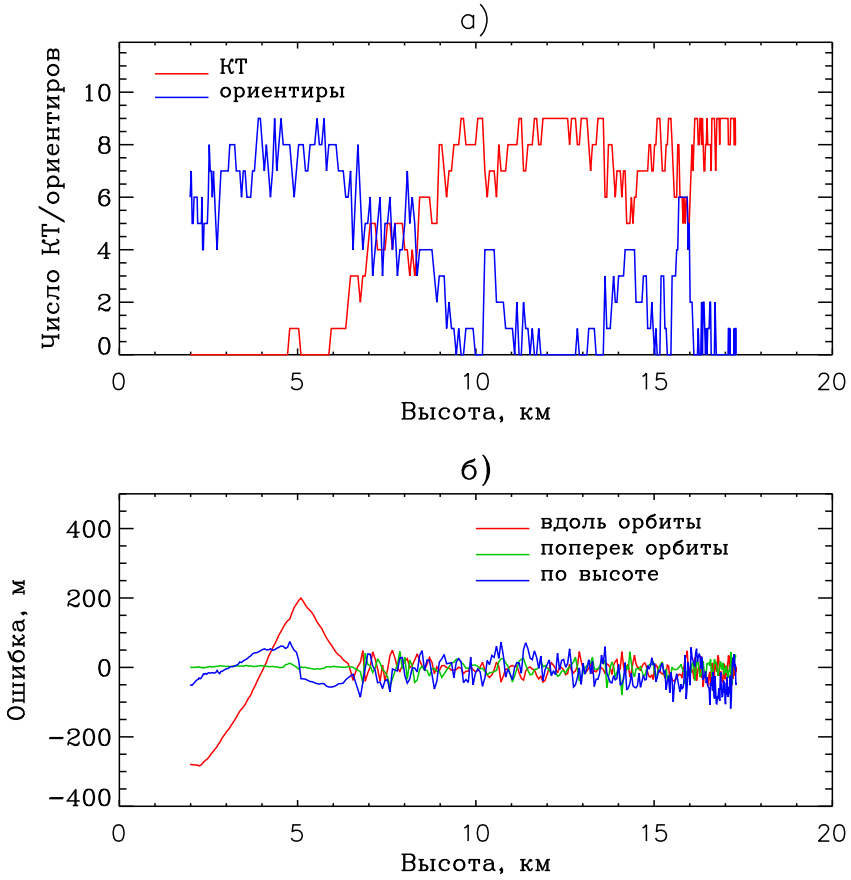


Рисунок 6.16. Результаты моделирования оптической навигации на этапе ОТ при использовании модели LOLA256P с разрешением 118 м: а – число распознанных контрольных точек и относительных ориентиров; б – ошибки вдоль орбиты, поперек орбиты и по высоте

Не менее двух КТ, обеспечивающих применение абсолютной навигации, детектировалось при снижении до высоты 6,5 км. Здесь среднеквадратическая ошибка измерений горизонтальных координат КА составила около 20 м, высоты - 34 м, а максимальные ошибки – 78 м и 119 м соответственно. Необходимо отметить, что эти ошибки носят случайный характер и их сглаживание при определении траектории позволит восстановить траекторию со значительно более высокой точностью.

На участке от 6,5 до 5 км, где не находится ни одной КТ, ошибки при применении относительной навигации систематически возрастают, особенно

быстро вдоль орбиты, где они превышают 200 м. На высоте около 5 км наблюдалась одна КТ, которая привела к коррекции хода ошибок относительной навигации – они начинают систематически уменьшаться, меняют знак и достигают величины около -300 м в конце основного торможения.

Для сравнения оценивалась точность оптической навигации при использовании перспективных топографических моделей с разрешением ~10 м, которые должны быть построены по результатам миссии «Луна-26». С этой целью КТ выбирались по описанной выше синтетической модели с разрешением 11,8 м. В этом случае абсолютная навигация применима на всем участке подлета до высоты 2 км, среднеквадратическая ошибка траекторных измерений горизонтальных координат составила 8-9 м, высоты - 13 м, а максимальные ошибки - 31-47 м и 86 м соответственно (Рисунок 6.17).

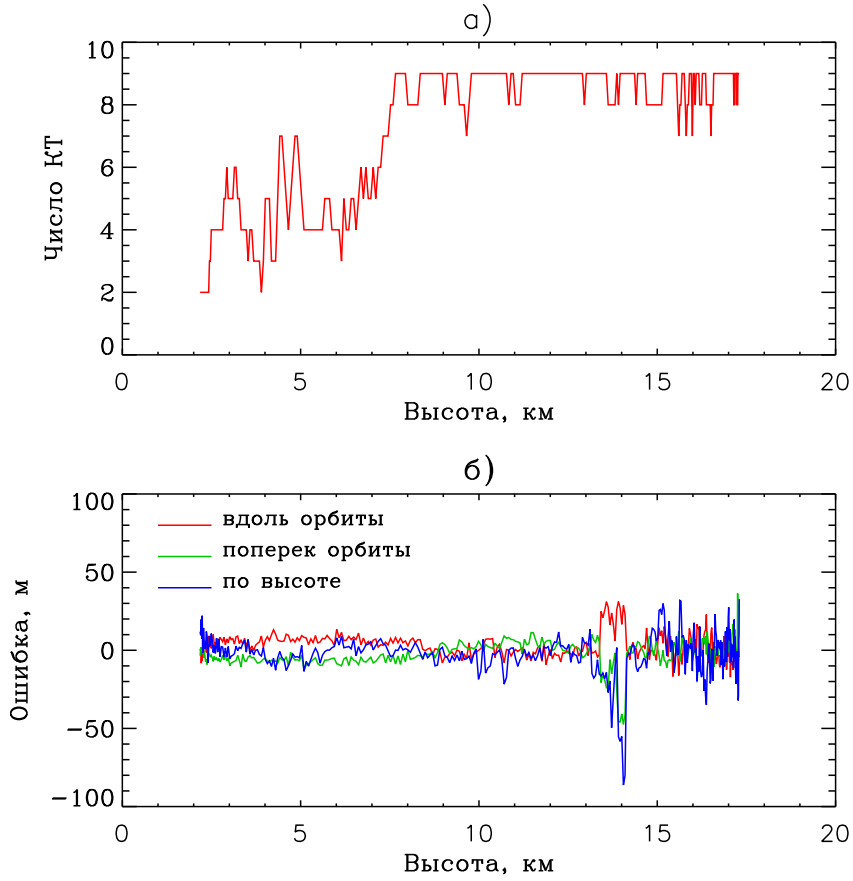


Рисунок 6.17. Результаты моделирования оптической навигации на этапе ОТ при использовании синтетической модели с разрешением 11,8 м: а – число распознанных контрольных точек; б – ошибки вдоль орбиты, поперек орбиты и по высоте

Комплексирование оптических и инерциальных измерений может позволить значительно повысить точность траекторных измерений при отсутствии контрольных точек в конце участка подлета

Дополнительный вклад в ошибки оптических навигационных измерений могут внести ошибки инерциальных измерений ориентации навигационной камеры. Случайной величиной этих ошибок, составляющих единицы угловых секунд, можно пренебречь по сравнению с угловым разрешением рассматриваемой навигационной камеры (4 угл. мин.). При взаимной калибровке систем координат звездных датчиков и камеры и при привязке инерциальных датчиков ориентации к звездным датчикам непосредственно перед началом основного торможения можно ожидать, что систематические ошибки измерения ориентации также будут существенно меньше углового разрешения камеры на всей траектории подлета. В этом случае систематические ошибки измерения ориентации приведут к систематическому сдвигу оценки положения КА, существенно меньшему линейного разрешения камеры.

Таким образом, проведенное моделирование автономных оптических навигационных измерений на типичной траектории подлета к району посадки будущих лунных миссий показало, что при посадке на широте ~70° с использованием существующих для таких широт моделей Луны абсолютная навигация возможна до высот ~6,5 км. При этом среднеквадратическая ошибка измерений горизонтальных координат КА составляет около 20 м, высоты - 35 м, а максимальные ошибки – 90 м и 180 м, соответственно. При переходе на относительную навигацию на более низких высотах систематические траекторные ошибки могут возрастать до 200-300 м.

При использовании перспективных топографических моделей с разрешением ~10 м, которые должны быть построены по результатам миссии «Луна-26», абсолютная навигация будет применима на всем участке подлета до высоты 2 км, среднеквадратическая ошибка траекторных измерений горизонтальных координат уменьшится до 8-9 м, высоты - 13 м, а максимальные

ошибки – до 31-47 м и 86 м, соответственно. Таким образом, миссия «Луна-26» является важным подготовительным этапом для обеспечения автономной оптической навигации на этапе ОТ следующих лунных посадочных миссий.

6.8. Моделирование работы ТСНН-2 на этапе прецизионного торможения

6.8.1. Условия наблюдения на этапе прецизионного торможения

В миссии «Луна-27» на этапе вертикального спуска на высоте 500 м предусмотрена возможность выполнения бокового маневра для уклонения от препятствий и опасных уклонов и приведения КА к безопасной площадке. Максимальная дальность маневра составляет 100 м, размер выбираемой площадки 20×20 м. Условия наблюдения камерой УТК на высоте 500 м приведены в Таблице 6.7.

Таблица 6.7. Условия наблюдения УТК на этапе прецизионного торможения

Высота, м	500
Разрешение, м	0,22
Поле зрения, м	456
Размер площадки, м	20 x 20
Размер площадки, пикс.	88 x 88
Дальность горизонтального маневра, м	100
Дальность горизонтального маневра, пикс.	449
Максимальное отклонение от вертикали, град.	2
Максимальное отклонение от вертикали, пикс.	78
Максимальная горизонтальная скорость КА, м/с	1
Максимальный смаз из-за горизонтальной скорости КА, м	0,005
Максимальная угловая скорость, °/с	5
Максимальный смаз из-за углового движения КА, м	0,21

Методика построения карты риска рассмотрена в Главе 4. Карта риска и указание направления на наиболее безопасную площадку строится во внутренней системе координат УТК. Отклонение подспутниковой точки от центра

изображения из-за отклонения ориентации КА от вертикали на высоте 500 м может достигать 17 м. Пересчет координат центров площадок «карты риска» относительно положения КА в локальной системе координат, связанной с Луной, проводится в ЦВМ СВБП с использованием данных об ориентации и положении КА.

При расчетном времени экспозиции 5 мс смаз изображения за счет горизонтальной скорости КА незначителен. Смаз за счет углового движения КА составляет величину порядка размера проекции пикселя, что существенно не влияет на решение задачи.

6.8.2. Анализ информативности карты риска

Для анализа информативности карты риска использовались показанные на Рисунке 4.4 (в Главе 4) 3D-модель района посадки КА «Луна-25» и построенные по ней изображения с разрешением 2 м и размером ~10 х 30 км, соответствующим эллипсу рассеяния точки посадки без использования автономной оптической навигации на этапе подлета. Как обсуждалось в Главе 4, такое разрешение близко к оптимальному для распознавания опасных уклонов, но не для детектирования камней. Поэтому результаты данного моделирования представительны только для анализа чувствительности предлагаемого метода к уклонам.

По данным изображениям строилась карта риска с использованием алгоритма, описанного в разделе 4.6. Размер площадки для посадки принимался равным 20 х 20 м. Поскольку в данном случае целью являлся анализ статистических характеристик уклонов на выбираемых площадках, карта риска строилась без перекрытия окон для того, чтобы избежать многократного учета одних и тех же данных.

Рассматривалась следующая стратегия использования карты риска. На основании данных о высоте КА и об его ориентации определяется положение подспутниковой точки на карте риска. Вокруг этой точки с радиусом, равным максимальному расстоянию горизонтального маневра 100 м, ищется площадка

размером 20x20 м с минимальным значением кода риска и рассчитывается горизонтальный маневр для приведения КА к ее центру.

Для анализа статистических характеристик выбираемых таким образом площадок, изображения на Рисунке 4.4 разбивались на квадраты размером 200x200 м, соответствующим максимальному расстоянию горизонтального маневра ±100 м, и в каждом из них находилась площадка с минимальным значением кода риска. Квадраты с кодом риска 255 помечались признаком «место посадки не выбрано».

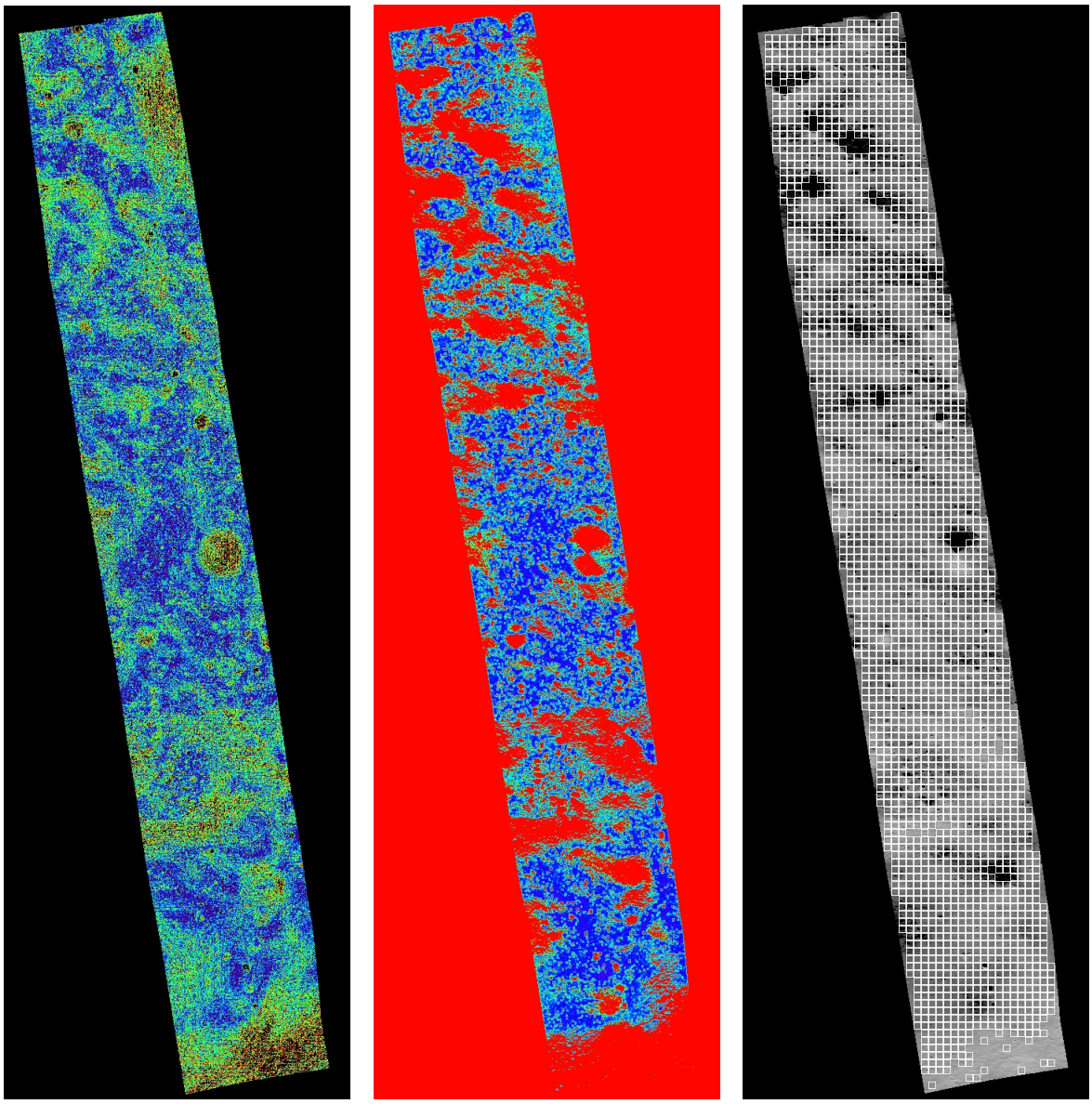
Карты риска и распределение квадратов, где по минимуму кода риска были выбраны площадки для посадки, показаны на Рисунках 6.18 и 6.19, а их количество при разной высоте Солнца приведено в Таблице 6.8.

Таблица 6.8. Статистические характеристики уклонов на выбранных площадках

	Число квадратов	СКО уклона, град.	Средняя доля уклонов >7°	Средняя доля уклонов >15°
Все изображение	2798	2,89	0,38	0,049
Выбранные площадки				
$h_S = 5°$	1481	1,78	0,12	0,003
$h_S = 10°$	2282	1,75	0,13	0,008
$h_S = 20°$	2682	1,78	0,15	0,008

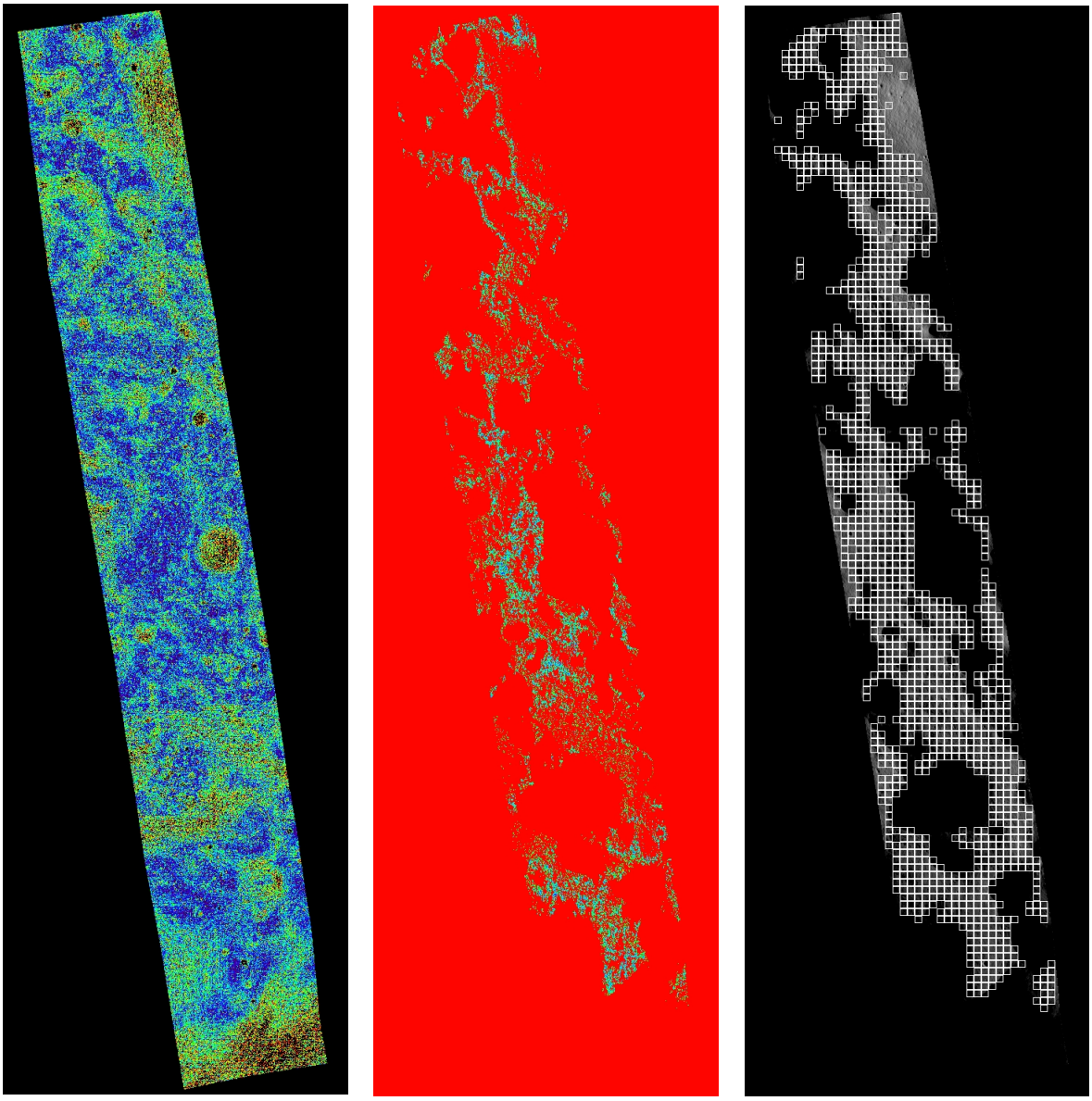
При высоте Солнца $h_S = 20°$ примерно треть площадок на карте риска помечено максимальным кодом 255 (красный), в основном после теста на среднюю яркость. Эти участки хорошо коррелируют с максимальными наклонами на карте наклонов. Тем не менее, выбор площадки для посадки оказался возможным в 96% квадратов.

При $h_S = 5°$ после исключения площадок, затененных более чем на 10%, и площадок, не прошедших тест на среднюю яркость, осталось лишь 7% площадок с кодом риска меньше максимального. Выбор площадки для посадки оказался возможным примерно в половине квадратов.



Карта уклонов | Карта риска | Квадраты с выбранной площадкой

Рисунок 6.18. Сопоставление карты уклонов с картой риска и квадратами, в которых выбраны площадки для посадки, при высоте Солнца h_S = 20°; цветокодирование – от синего до красного при возрастании уклона от 0 до 15° и кода риска от 0 до 255



Карта уклонов | Карта риска | Квадраты с выбранной площадкой

Рисунок 6.19. Сопоставление карты уклонов с картой риска и квадратами, в которых выбраны площадки для посадки, при высоте Солнца h_S = 5°; цветокодирование – от синего до красного при возрастании уклона от 0 до 15° и кода риска от 0 до 255

На Рисунке 6.20 для выбранных площадок приведены гистограммы СКО уклонов на базе 2 м и доли опасных и критических уклонов, превышающих соответственно 7 и 15°.

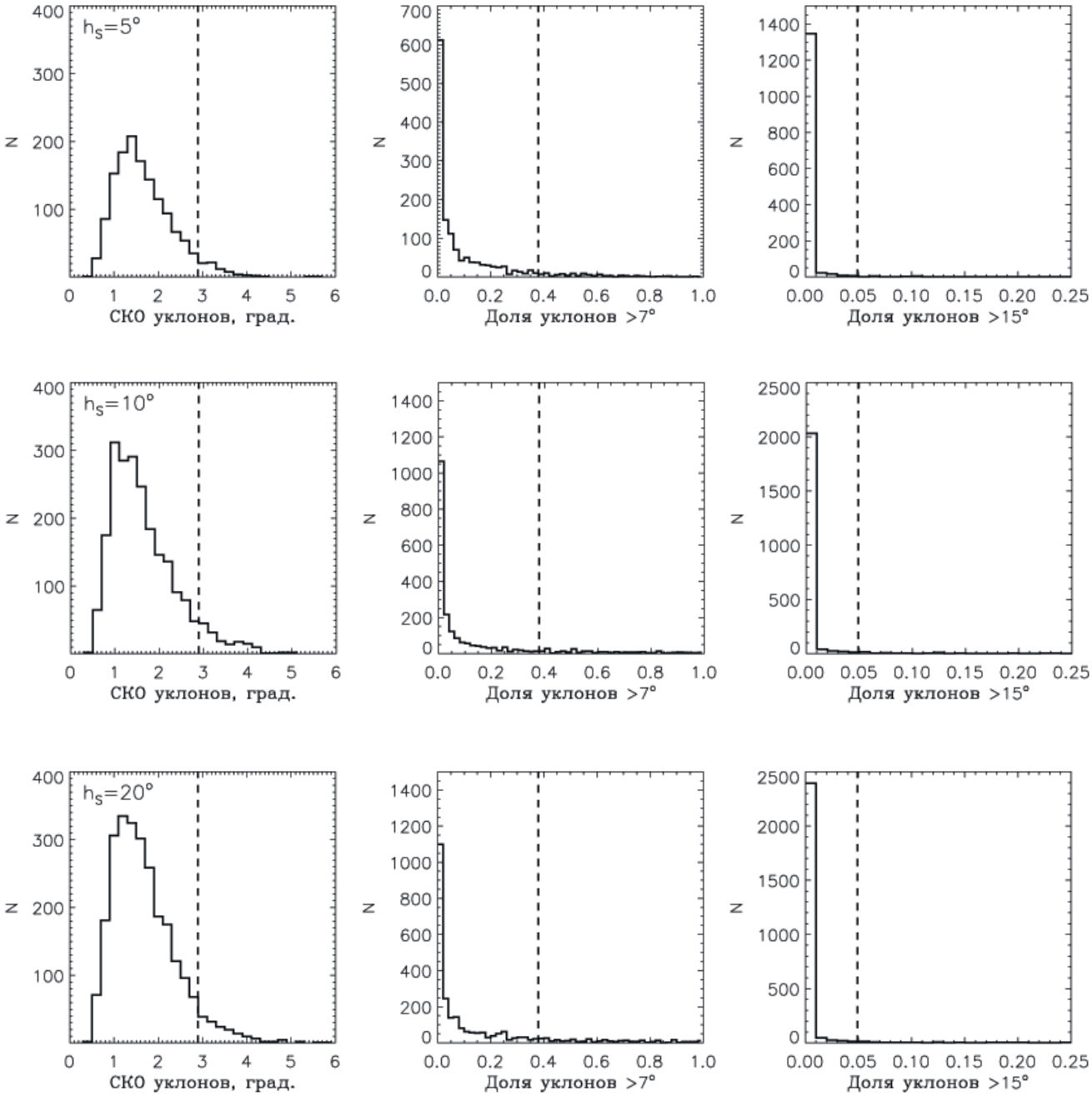


Рисунок 6.20. Гистограммы СКО уклонов и долей уклонов более 7 и 15° на выбранных площадках на Рисунках 6.18-6.19; штриховой линией отмечены средние значения этих параметров на всем изображении

Вертикальными линиями показаны средние значения этих параметров по всему изображению. В Таблице 6.8 сопоставлены средние значения этих параметров для выбранных площадок со средними значениями по всему изображению. У выбранных площадок средний СКО уклона на 40% меньше, чем по всему изображению, средняя доля опасных уклонов уменьшилась от 0,38 до 0,12-0,15, а доля критических уклонов – почти на порядок. Интересно отметить, что при малой высоте Солнца эффект выбора площадок по карте риска выше – за счет отсеивания затененных площадок.

Аналогичные расчеты были проведены для более ровного участка поверхности размером 1,2 х 1,2 км, на котором площадная доля опасных уклонов больше 7° составляет 16% (Рисунок 6.21). Особенность этого фрагмента – малые уклоны в центре изображения, большие уклоны в левом верхнем углу и сильное затенение в правом нижнем углу при низком Солнце. При h_S = 20° тест на среднюю яркость прошли 80% площадок, однако его прошли также площадки с большими наклонами в левом верхнем углу изображения, ориентированные на восток. Эти площадки были отфильтрованы при освещении справа при h_S = 5° наряду с затененными площадками. В последнем случае доля доступных площадок уменьшилась до 14%.

На данном участке площадки для посадки были выбраны во всех квадратах при всех значениях высоты Солнца. Для этих площадок гистограммы статистических характеристик уклонов приведены на Рисунке 6.22, а их средние значения – в Таблице 6.9. На этом участке доля опасных уклонов составляет 0,16, а на площадках, выбранных по карте риска, уменьшилась до 0,024-0,035.

Этот пример иллюстрирует возможность уменьшения вероятности посадки на опасные уклоны до ~3% за счет: (1) выбора более ровного района посадки размером ~1 км и вывода КА в этот район с ошибкой не хуже нескольких сотен метров, что требует использования автономной оптической навигации на этапе подлета к району посадки и (2) использования фотометрической карты риска для выбора безопасной площадки в этом районе.

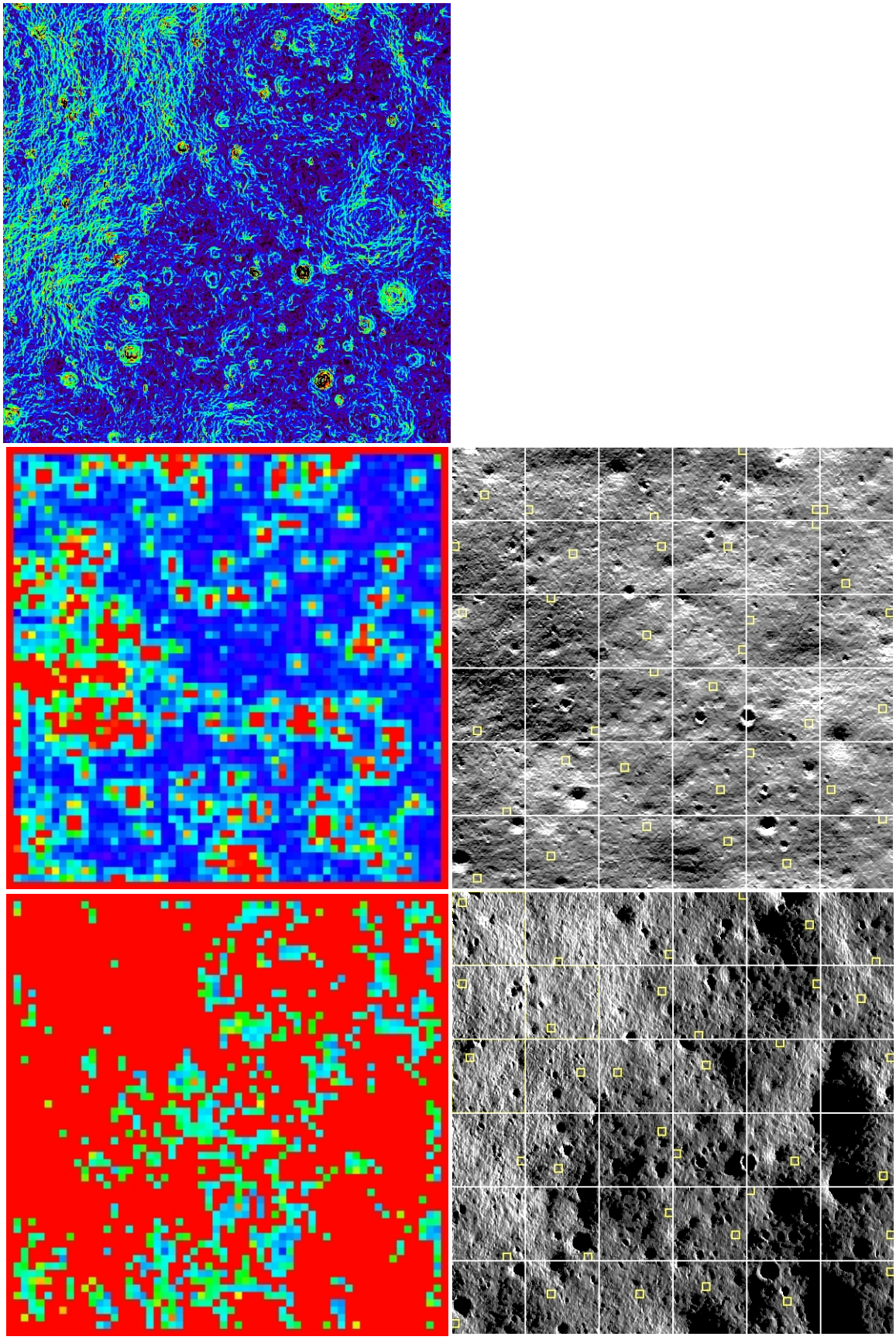


Рисунок 6.21. Выбор площадок для посадки на фрагменте изображения размером 1,2 х 1,2 км: вверху - карта уклонов; средний ряд: карта риска (слева) и квадраты с выбранными площадками при h_S = 20°; нижний ряд – то же при h_S = 5°; выбранные площадки отмечены желтыми квадратиками

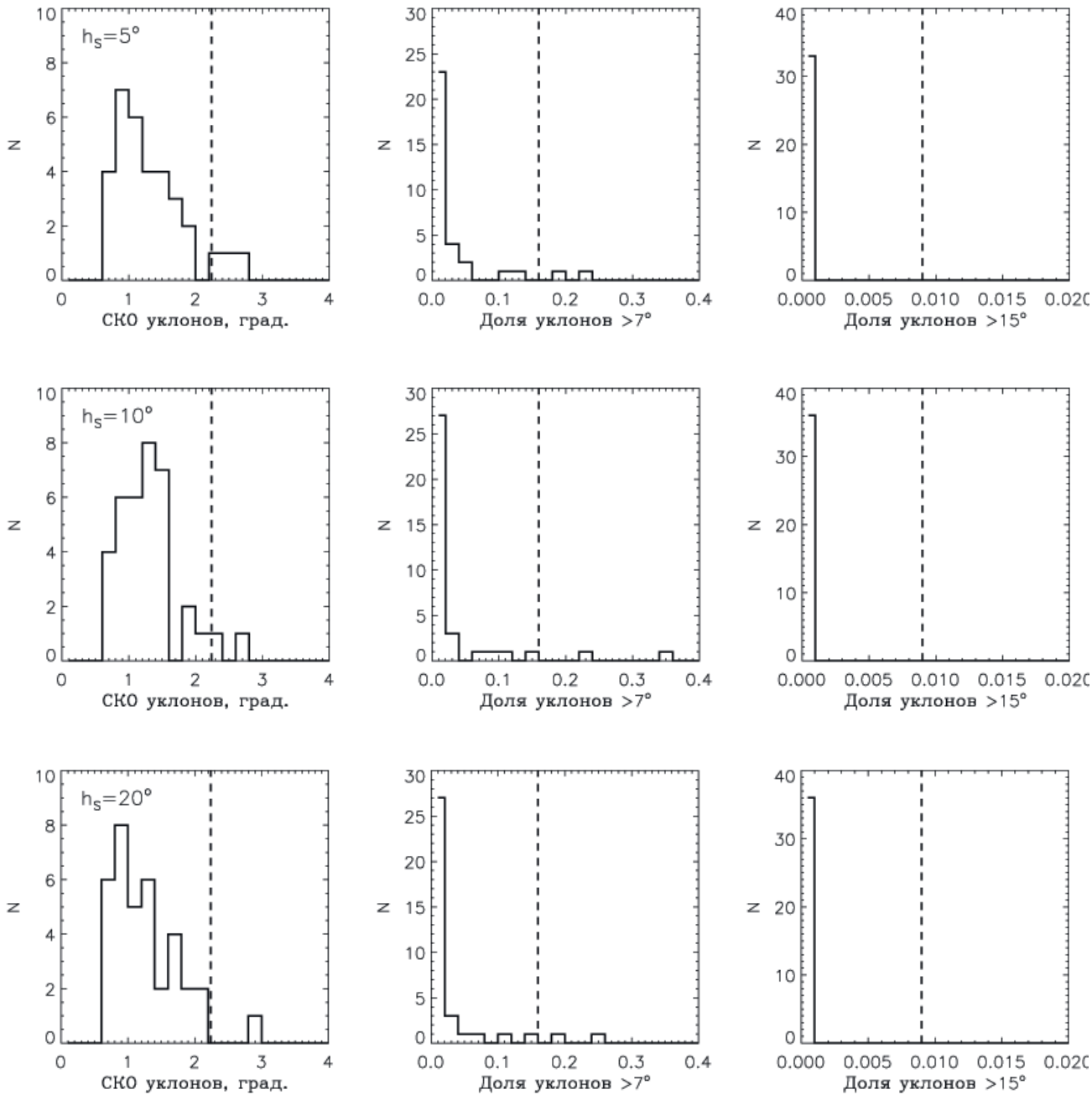


Рисунок 6.22. Гистограммы СКО уклонов и долей уклонов более 7 и 15° на выбранных площадках на Рисунке 6.21; штриховой линией отмечены значения этих параметров в среднем на изображении

Таблица 6.9. Статистические характеристики уклонов на выбранных площадках на фрагменте изображения

	Число квадратов	СКО уклона, град.	Средняя доля уклонов >7°	Средняя доля уклонов >15°
Все изображение	36	2,24	0,16	0,009
Выбранные площадки				
$h_S = 5°$	36	1,32	0,024	0
$h_S = 10°$	36	1,30	0,035	0
$h_S = 20°$	36	1,27	0,025	0

Выводы к главе 6

1. Посадка на Луну, планеты и малые тела Солнечной системы может отличаться в каждом конкретном случае по баллистической схеме и используемым техническим средствам в зависимости от величины силы тяготения исследуемого тела, наличия атмосферы и ее плотности и других факторов. Тем не менее, основные задачи автономной оптической навигации в процессе снижения и посадки КА на поверхность небесных тел схожи:

- оптические навигационные измерения на траектории подлета для приведения КА в выбранный район посадки;

- выбор наиболее безопасного места посадки при квазивертикальном снижении КА после выхода в район посадки.

2. Для моделирования изображений (включая стереоизображения) шероховатых поверхностей, типичных для безатмосферных тел, с высоким пространственным разрешением разработан специальный стенд моделирования (СМ), на котором возможна моделирование: структуры поверхности, которую можно ожидать на Фобосе и Луне, получаемых стереоизображений и условий освещения, которые будут реализовываться при посадке.

3. Для проведения автономных оптических измерений в проекте «Фобос-Грунт» разработана Телевизионная система навигации и наблюдения (ТСНН). Стендовая отработка ТСНН с использованием полученных на СМ изображений шероховатых поверхностей показало адекватный выбор наиболее ровной площадки по карте риска. Подтверждена точность стереоизмерений высоты не хуже ~1 м на высоте 100 м. Далее ошибки измерений высоты уменьшаются пропорционально квадрату высоты.

4. Разработана концепция и определены характеристики Телевизионной системы навигации и наблюдения (ТСНН-2) для проекта «Луна-27» для функционирования в составе Системы высокоточной безопасной посадки (СВБП). ТСНН-2 предложена в составе двух камер: ШТК для работы на этапе основного торможения и УТК для работы на этапе прецизионного торможения.

5. Проведенное моделирование автономных оптических навигационных измерений на траектории подлета к району посадки миссии «Луна-25» показало, что при посадке на широте ~70° при использовании существующих для таких широт моделей Луны с разрешением 118 м абсолютная навигация возможна до высот ~6,5 км. При этом среднеквадратическая ошибка измерений горизонтальных координат КА составляет около 20 м, высоты - 35 м, а максимальные ошибки – 90 м и 180 м, соответственно. При переходе на относительную навигацию на более низких высотах систематические траекторные ошибки могут возрастать до 200-300 м.

6. При использовании перспективных топографических моделей с разрешением ~10 м, которые должны быть построены по результатам миссии «Луна-26», абсолютная навигация может быть применима на всем участке подлета до высоты 2 км. Моделирование показало, что в этом случае среднеквадратическая ошибка измерений горизонтальных координат уменьшится до 8-9 м, высоты – до 13 м, а максимальные ошибки – до 31-47 м и 86 м, соответственно. Таким образом, миссия «Луна-26» является важным подготовительным этапом для обеспечения автономной оптической навигации на этапе ОТ следующих лунных миссий.

7. Тестирование фотометрического метода в районе посадки КА «Луна-25» показало, что использование фотометрической карты риска позволяет уменьшить вероятность посадки на опасные уклоны с 38% до 12-15% в эллипсе рассеяния размером 10х30 км. На примере выбора района посадки размером 1,2х1,2 км, где вероятность посадки на опасные уклоны составляла 16%, использование ФКР позволило уменьшить ее до ~3%. Реализация этой возможности напрямую связана с повышением точности вывода КА в заданный район посадки с ошибкой не хуже нескольких сотен метров, что в свою очередь требует использования автономной оптической навигации на этапе подлета к району посадки.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Итоги выполненных исследований

В результате выполненных исследований:

1. Разработан и исследован метод автономной оптической навигации по горизонту планеты на околопланетных орбитах. По результатам математического моделирования и стендовой отработки среднеквадратические ошибки (СКО) измерений координат КА по горизонту Луны на окололунных орбитах высотой до 800 км не превышают 3-6 км в зависимости от высоты..

2. Разработан и исследован метод автономной оптической навигации на околопланетных орбитах по контрольным точкам (КТ) на поверхности планеты. При использовании данных звездных датчиков об ориентации камеры, СКО измерений горизонтальных координат КА на окололунных орбитах с помощью узкоугольной навигационной камеры (УНК) с полем зрения ~30° не превышают ~50 м, СКО измерений высоты не превышают ~400 м. При отсутствии независимых измерений ориентации звездными датчиками одновременное определение положения и ориентации КА по КТ может приводить к повышению ошибок определения горизонтальных координат КА более, чем на порядок..

3. Разработана методика комплексирования навигационных измерений по по горизонту и по контрольным точкам на околопланетных орбитах. На основании навигационных измерений по горизонту определяется область поиска КТ сначала на изображениях ШНК и по ним уточняется радиус-вектор КА, далее определяется область поиска КТ на изображениях УНК и по ним происходит окончательное уточнение радиус-вектора КА. В результате обеспечивается автономность и высокая точность навигационных измерений.

4. Разработан и исследован метод комплексирования навигационных измерений по контрольным точкам и относительным ориентирам на траектории снижения при подлете к месту посадки. Показано, что при использовании существующих для таких широт моделей Луны с разрешением 118 м абсолютная

навигация возможна до высот ~6,5 км. При этом среднеквадратическая ошибка измерений горизонтальных координат КА составляет около 20 м, высоты - 35 м. При переходе на относительную навигацию на более низких высотах систематические траекторные ошибки возрастают до 200-300 м. При использовании перспективных топографических моделей с разрешением ~10 м, которые должны быть построены по результатам миссии «Луна-26», абсолютная навигация может быть применима на всем участке подлета до высоты 2 км. В этом случае среднеквадратическая ошибка измерений г координат КА уменьшится до ~10 м. Таким образом, миссия «Луна-26» является важным подготовительным этапом для обеспечения автономной оптической навигации на этапе ОТ следующих лунных посадочных миссий.

5. По типичным изображениям Луны исследованы методы выбора и установления соответствия контрольных точек и относительных ориентиров и их чувствительность к шуму, ошибкам задания масштаба и углов ориентации камер. Для выбора контрольных точек, который проводится на Земле, рекомендовано использование детектора Харриса, для выбора относительных ориентиров в реальном времени – более экономичного в вычислительном отношении определителя матрицы Гессе. Для установления соответствия ориентиров рекомендован выбор дескриптора SURF-64. При его использовании на установление соответствия ориентиров слабо влияют:

- шум с отношением сигнал/шум до 10,
- ошибки в масштабе изображения до 10%,
- искажения при отклонении от надира до 25°,
- ошибки в угле поворота вокруг оптической оси до 5°.

Близкую устойчивость к искажениям показывает классический коэффициент корреляции, однако он более трудоемок в вычислительном отношении.

6. Разработан глобальный каталог контрольных точек на поверхности Луны для задач автономной оптической навигации, содержащий более 41 тыс. КТ. Выбранные КТ обладают свойствами оптимальной локализуемости, уникальности

в области поиска, инвариантности к условиям наблюдения в широком диапазоне, независимости от объектов, не входящих в область определения КТ, и соответствия используемым алгоритмам навигационных измерений. Инвариантность к условиям наблюдения обеспечивается использованием многомасштабной пирамиды топографических моделей КТ, по которой рассчитываются эталонные изображения и дескрипторы КТ для конкретных направлений освещения и наблюдения. Структура каталога обеспечивает прямой доступ к КТ по заданным географическим координатам.

7. Разработан фотометрический метод автономного выбора места посадки (уклонения от препятствий) на поверхности Луны и других безатмосферных тел на основе минимизации относительной дисперсии яркости площадки и использования адаптивных порогов на ее среднюю яркость. На примере планировавшегося района посадки КА «Луна-25» размером 10х30 км с площадной долей опасных уклонов 38% показано, что данный метод позволяет уменьшить вероятность посадки на опасные уклоны до 12-15%. При выборе более ровного района размером 1,2х1,2 км с площадной долей опасных уклонов 16% данный метод позволил уменьшить вероятность посадки на опасные уклоны до 3%. Реализация этой возможности напрямую связана с повышением точности вывода КА в заданный район посадки с ошибкой не хуже нескольких сотен метров, что в свою очередь требует использования автономной оптической навигации на этапе подлета к району посадки.

8. Разработанное программно-алгоритмическое обеспечение автономной оптической навигации на околопланетных орбитах проходит систематическую апробацию по данным комплекса многозональной спутниковой съемки КМСС-2 на КА серии «Метеор-М». Его натурная проверка на окололунной орбите успешно проведена по изображению СТС-Л с КА «Луна-25».

9. На основе предложенных методов автономной оптической навигации на околопланетных орбитах и на трассе перелета создана оптическая навигационная система для Пилотируемого транспортного корабля.

10. На основе предложенных методов автономной оптической навигации при посадке на поверхность небесных тел создана телевизионная система навигации и наблюдения ТСНН для проекта «Фобос-Грунт», а также разработана концепция и определены основные характеристики телевизионной системы навигации и наблюдения ТСНН-2 для миссии «Луна-27».

Рекомендации

На основании проведенных исследований можно предложить следующие рекомендации:

1. Автономная оптическая навигация должна дополнять традиционные наземные радиотехнические и бортовые инерциальные навигационные измерения. Применение автономной оптической навигации наиболее перспективно при выводе КА на околопланетную орбиту и после коррекций орбиты, при пролете малых тел Солнечной системы, орбиты которых недостаточно хорошо известны, и особенно при автоматической посадке КА на поверхность небесных тел. Кроме того, резервирование автономной оптической навигацией традиционных методов навигационных измерений повышает надежность и безопасность космических миссий, что особенно важно при пилотируемых полетах.

2. Приоритетной задачей съемок поверхности Луны с помощью Лунной стереотопографической камеры (ЛСТК) в миссии «Луна-26» должно быть построение топографических моделей Луны с разрешением ~10 м на участки подлета к местам посадки следующих лунных посадочных миссий.

3. Необходимо повышение производительности отечественных бортовых процессоров, пригодных для космических применений, которое позволит оптимизировать бортовые алгоритмы автономной оптической навигации и повысить их быстродействие.

Перспективы дальнейшей разработки темы

1. Очевидное направление дальнейшей разработки данной темы – применение методов автономной оптической навигации при полетах к планетам и малым телам Солнечной системы и при посадке на их поверхность. Сюда относятся перспективные автоматические и пилотируемые миссии к Луне, к Марсу, Венере и другим телам Солнечной системы, предусмотренные Федеральной космической программой. При полетах в дальний космос роль автономной оптической навигации многократно возрастает вследствие увеличения времени распространения сигнала и ограничений методов наземных радиотехнических траекторных измерений.

2. Требуют дальнейшей проработки отдельные проблемы автономной оптической навигации, в частности, экспериментальные исследования высоты условного горизонта планет с атмосферой, оптимизация методов распознавания ориентиров для космических применений и алгоритмов бортовой баллистической фильтрации результатов оптических навигационных измерений. Необходимы дополнительные исследования для повышения информативности карт риска, которые строятся по телевизионным изображениям, особенно в части распознавания абсолютных уклонов площадок.

3. Применение методов автономной оптической навигации перспективно также при автоматическом сближении и причаливании космических аппаратов. Хорошо отработана методика стыковки в кооперируемом режиме с использованием активных или пассивных мишеней. Требует дальнейших интенсивных исследований стыковка в некооперируемом режиме, когда навигация должна проводиться в отсутствие мишеней по элементам конструкции пассивного КА, используемых в данном случае как «контрольные точки».

4. Дополнительное перспективное направление использования методов автономной оптической навигации - решение задач картографической привязки получаемых снимков в реальном времени в полете на борту КА

.

Список сокращений и условных обозначений

АДН – аналоговый датчик наведения (на КА «Вега-1,2»),

БВК – бортовой вычислительный комплекс,

ВСК – внутренняя система координат,

ДЗЗ – дистанционное зондирование Земли,

ГСК – гринвичская система координат,

ГСНС – глобальные спутниковые навигационные системы,

ИПФ – имитатор поверхности Фобоса,

ИСК – инерциальная система координат,

КА – космический аппарат,

КИА – контрольно-испытательная аппаратура,

КМОП – комплиментарная структура металл-оксид-волупроводник,

КМСС – комплекс многозональной спутниковой съемки (серия приборов на КА серии «Метеор-М»),

КСО – квазиспутниковая (квазистационарная) орбита,

КСЯ – коэффициент спектральной яркости,

КТ – контрольная точка (априорно картографически привязанный ориентир на поверхности планет и малых тел),

ЛСТК - лунная стереотопографической камеры в миссии «Луна-26»,

МАС - Международный астрономический союз,

МКО – мультиплексный канал обмена,

МПИ – магистральный параллельный интерфейс,

НО – «Начальные определения» (режим работы ОНС),

ОГ – оптическая головка,

ОНС – оптическая навигационная система,

ОТ – основное торможение,

ПАО – программно-алгоритмическое обеспечение,

ПЦСК – планетоцентрическая система координат,

ПСК – приборная система координат,

ПТ – прецизионное торможение,

ПТК – пилотируемый транспортный корабль,

РЛ – радиолокационный,

СВБП – система высокоточной безопасной посадки на КА «Луна-27»,

СКЗД – система координат звездных датчиков,

СКО – среднеквадратическая ошибка,

СКОК – система координат оптического куба,

ТВС – телевизионная система на КА «Вега-1,2»,

ТСНН – телевизионная система наблюдения и наблюдения (серия приборов на КА «Фобос-Грунт» и «Луна-27»),

ФРТ – функция рассеяния точки,

BRIEF - Binary Robust Independent Elementary Features (дескриптор ориентиров),

ETM+ - Enhanced Thematic Mapper (съемочная система на КА Landsat 5-7),

FAST – Features from Accelerated Segment Test (алгоритм выбора ориентиров),

ICRS - International Celestial Reference System (международная небесная система координат),

ISCCP - International Satellite Cloud Climatology Project (Международный спутниковый проект по облачной климатологии),

ITRS - International Terrestrial Reference System (международная земная система координат),

LOLA - Lunar Orbiter Laser Altimeter (лазерный альтиметр на КА LRO),

LRO - Lunar Recognaissance Orbiter (исследовательский КА на окололунной орбите),

LROC - Lunar Recognaissance Orbiter Camera (съемочная система на КА LRO),

MODIS – Moderate Resolution Imaging Spectoradiometer (изображающий спектрорадиометр среднего разрешения на КА Terra и Aqua),

MSI – Multispectral Instrument (съемочная система на КА Sentinel-2),

NAC – Narrow Angle Camera (узкоугольная камера в составе LROC),

OLI – Operational Land Imager (съемочная система на КА Landsat 8),

ORB - oFAST +rBRIEF (алгоритм установления соответствия ориентиров, основанный на сочетании вариантов алгоритмов FAST и BRIEF),
RANSAC – Random Sample Consensus (алгоритм фильтрации данных),
SIFT – Scale Invariant Feature Transform (алгоритм установления соответствия ориентиров),
SRTM - Shuttle Radar Topography Mission (радарная топографическая миссия на шаттле)
SURF – Speeded-Up Robust Features (алгоритм установления соответствия ориентиров),
TRN - Terrain Relative Navigation (относительная навигация по местности),
UT - Universal Time (всемирное время),
UTC - Universal Time Coordinated (всемирное координированное время),
UTM – Universal Transverse Mercator (универсальная поперечная проекция Меркатора),
WAC – Wide Angle Camera (широкоугольная камера в составе LROC),
WGS-84 - World Geodetic System (всемирная геодезическая система).

Список литературы

1. *Аванесов Г.А., Зиман Я.Л., Тарнопольский В.И. и др.* Телевизионная съемка кометы Галлея. Под ред. Р.З. Сагдеева. М.: Наука. 1989. 295 с.
2. *Аванесов Г.А., Бонев Б.И., Кемпе Ф., Базилевский А.Т., Бойчева В., Вайде Г.Г., Громатиков П., Даксбери Т., Данц М., Димитров Д., Жуков Б.С., Зиман Я.Л., Колев В., Костенко В.И., Котцов В.А., Красавцев В.М., Красиков В.А., Крумов А., Кузьмин А.А., Лосев К.Д., Лумме К., Мельманн Д., Мерчи С., Мишев Д.Н., Муйнонен К., Муравьев В.Я., Мюррей Б., Нойманн В., Пауль Л., Пессель В., Петков Д., Петухова И., Ребель Б., Симеонов С., Смит Б., Тотев А., Узунов Ю., Федотов В.П., Халманн Д., Хед Дж., Хейфец В.И., Цапфе Г., Чиков К.И., Шкуратов Ю.Г.* Телевизионные съемки Фобоса: первые результаты // Письма в Астрон. Ж. 1990. Т. 16. № 4. С. 378-388.
3. *Аванесов Г.А., Жуков Б.С., Зиман Я.Л. и др.* Телевизионные исследования Фобоса. М.: Наука. 1994. 168 с.
4. *Аванесов Г.А., Воронков С.В., Форш А.А.* Стенд для динамических испытаний и геометрической калибровки астронавигационных приборов // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. 2003. Т. 46. № 4. С. 74-79.
5. *Аванесов Г.А., Жуков Б.С., Краснопевцева Е.Б., Железнов М.М.* Анализ задач и условий телевизионных наблюдений Фобоса и Марса с космического аппарата «Фобос-Грунт» // Препринт ИКИ ПР-2128. М. 2006. 54 с.
6. *Аванесов Г.А., Гордеев З.В., Гришин В.А., Жуков Б.С., Жуков С.Б., Коломеец Е.В., Краснопевцева Е.Б., Куделин М.И., Крупин А.А., Муравьев В.М., Форш А.А.* Телевизионная система навигации и наблюдения // Астрон. Вестник. 2010. Т.4. №5. С. 473-479.

7. *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.

8. *Аванесов Г.А., Бессонов Р.В., Сметанин П.С., Филиппова О.В., Эльяшев Я.Д.* Особенности измерения координат звезд оптико-электронными приборами с различными угловыми разрешениями // Таруса, 10-13 сентября 2018. Сборник трудов. ИКИ РАН. 2019. С. 103-113.

9. *Аванесов Г.А., Жуков Б.С., Сметанин П.С., Михайлов М.В.* Отработка технологии автономной навигации космических аппаратов дальнего космоса на Международной космической станции // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2020. Т.17. № 7. С. 41-49.

10. *Аванесов Г.А., Бережков А.В., Бессонов Р.В., Воронков С.В., Жуков Б.С., Зубарев А.Э., Куделин М.И., Никитин А.В., Полянский И.В., Форш А.А., Эльяшев Я.Д.* Служебная телевизионная система КА Луна-25 // Астрономический Вестник. 2021а. Т. 55. №6. С. 601-617.

11. *Аванесов Г.А., Жуков Б.С., Сметанин П.С.* Стенд для отработки технологии автономной припланетной оптической навигации КА // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2021б. Т.18. № 3. С. 108-117.

12. *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.

13. *Васильев А.И.* Калибровка съемочной аппаратуры космического аппарата «Канопус-В» в процессе его эксплуатации // Современные

проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2015. Т. 12. № 1. С. 203–214.

14. *Визильтер Ю.В., Желтов С.Ю., Бондаренко А.В., Осоков М.В., Моржин А.В.* Обработка и анализ изображений в задачах машинного зрения. М.: Физматгиз, 2010. 672 с.
15. *Гилл Ф., Мюррей У., Райт М.* Практическая оптимизация. М.: Мир. 1985. 509 с.
16. *Гречко Г.М., Гурвич А.С., Обухов А.М., Попов Л.И., Рюмин В.В., Савченко С.А.* Использование рефрактометрической информации при зондировании атмосферы из космоса //. АН СССР, Отдел вычислительной математики, Препринт № 13, М. 1981.
17. *Гришин В.А.* Алгоритмы измерения высоты и компонент скорости по телевизионным изображениям при посадке на Фобос // Серия «Механика, управление и информатика». Современные проблемы определения ориентации и навигации космических аппаратов. Сборник трудов Всероссийской научно-технической конференции, Россия, Таруса, 22-25 сентября 2008 г. М.: ИКИ РАН, 2009. С. 279-293.
18. *Гришин В.А., Жуков Б.С.* Особенности проблемы распознавания образов применительно к задачам относительной навигации при стыковке космических аппаратов // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2020. Т. 17. № 7. С. 58-66.
19. *Дулова И.А., Корниенко Ю.В., Бондаренко Н.В.* Оптимальное определение рельефа поверхности по совокупности фотометрических и альтиметрических данных // Современные проблемы дистанционного зондирования, радиолокации, распространения и дифракции волн. Сборник трудов Всероссийской открытой научной конференции, Муром, 2019. С.655-664.

20. *Егошкин Н.А., Еремеев В.В., Козлов Е.П., Москатиньев И.В., Москвитин А.Э.* Геодезическая привязка изображений от геостационарных спутников по контуру диска Земли и электронным картам // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса, 2009. Вып. 6. Т. 1. С. 132 – 138.

21. *Жаров В.Е.*. Сферическая астрономия. ДМК-Пресс. 2022. 480 с.

22. *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. Т. 5. № 1. С. 260–266.

23. *Жуков Б.С., Гордеев Р.В., Гришин В.А., Жуков С.Б., Коломеец Е.В.* Отработка режима «Посадка» телевизионной системы навигации и наблюдения // Современные проблемы определения ориентации и навигации космических аппаратов. Сборник трудов Второй Всероссийской научно-технической конференции, Россия, Таруса, 13-16 сентября 2010 г. М.: ИКИ РАН. 2011. С. 330-337.

24. *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. 281-288.

25. *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.

26. *Жуков Б.С., Жуков С.Б., Форш А.А.* 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.

27. *Жуков Б.С., Полянский И.В., Жуков С.Б.* Автономная оптическая навигация на окололунных орбитах и при посадке на Луну с помощью сверхширокоугольной камеры. // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2017. Т.14., № 2. С.24-35.

28. *Жуков Б.С., Гришин В.А., Жуков С.Б., Кондратьева Т.В., Тучин А.Г., Ярошевский В.С.* Моделирование оптических навигационных измерений на траектории подлета к районам посадки на Луну // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2018а. Т.15. № 6. С. 154-168.

29. *Жуков Б.С., Гришин В.А., Жуков С.Б., Кондратьева Т.В., Тучин А.Г., Ярошевский В.С.* Моделирование оптических навигационных измерений при вертикальном спуске на поверхность Луны // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2018б. Т.15. № 6. С. 169-179.

30. *Жуков Б.С., Жуков С.Б., Кондратьева Т.В., Никитин А.В.* Автоматизация полетной геометрической калибровки Комплекса многозональной спутниковой съемки КМСС-М на КА «Метеор-М» №2 // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2018в. Т.15. № 6. С. 201-212.

31. *Жуков Б.С., Гришанцева Л.А., Кондратьева Т.В., Никитин А.В., Пермитина Л.И., Полянский И.В.* Полетная геометрическая калибровка Комплекса многозональной спутниковой съемки КМСС-2 на КА «Метеор-М» № 2-2 // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2019. Т.16. № 6. С. 93-100.

32. *Жуков Б.С., Кондратьева Т.В., Полянский И.В.* Межгодовой тренд чувствительности камер комплекса многозональной спутниковой

съемки КМСС-М на КА «Метеор-М» №2 по результатам полетной калибровки в 2015-2020 гг.// Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2021а. Т. 18. № 1. С. 53-60.

33. *Жуков Б.С., Кондратьева Т.В., Полянский И.В.* Коррекция автоматической географической привязки изображений комплекса многозональной спутниковой съемки КМСС-2 на КА «Метеор-М» №2-2 // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2021б. Т.18. № 2. С. 75-81.

34. *Жуков Б.С., Кондратьева Т.В., Никитин А.В., Полянский И.В.* Полетная геометрическая калибровка комплекса аппаратуры КМСС-2 на КА «Метеор-М» № 2-3 // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2024б. Т.21. № 1. С. 185-193.

35. *Жуков С.Б.* Коррекция влияния рельефа на изображениях, полученных съемочной системой КМСС на КА «Метеор-М» №1 // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2013. Т. 10. № 4. С. 9-15.

36. *Ивашкин В.В., Задыхина Л.И.* Анализ спутниковой автономной оптической навигации при визировании звезд и неизвестных наземных ориентиров. // Космич. исслед. 1988. Т. 24. Вып. 6. С. 846–854.

37. Изделие «Луна-Глоб». Баллистический расчет. ЛГ-0000-0 Р02. АО «НПО Лавочкина», 2020.

38. Исследование путей построения автономной оптико-электронной системы ориентации и навигации КА для перелетов Земля-Луна, полетов в дальний космос, для посадки КА на Луну, Марс, планеты и небесные тела. Научно-технический отчет. Договор № 1547 (153-1035-2014)-1222/408-2014 от 19.11.2014 г. Этап 1. М.: ИКИ РАН, 2015. Этап №2 – М., ИКИ РАН, 2015.

39. Исследование ключевых проблем создания системы автономной оптической навигации для КА дальнего космоса. Разработка

предложений по повышению отказоустойчивости БКУ КА дальнего космоса при использовании системы автономной оптической навигации. Научно-технический отчет о СЧ НИР «Астролябия (КА)» - «ИКИ». Этап №1. 2016.

40. *Катаманов С.Н.* Автоматическая привязка изображений геостационарного спутника MTSAT-1R // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2007. Вып. 4. Т. 1. С. 63 – 68.

41. *Катаманов С.Н.* Точная географическая привязка изображений геостационарного спутника MTSAT-1R в формате HRIT // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2012. Т. 9. № 1. С. 97 – 105.

42. *Катаманов С.Н.* Разработка автоматического метода географической привязки изображений MVISR полярно-орбитального спутника FengYun-1D // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2013. Т. 10. № 3. С. 85 – 93.

43. *Катаманов С.Н.* Разработка автоматического метода географической привязки изображений МСУ-МР полярно-орбитального спутника «Метеор-М» № 1 // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2014. Т. 11. № 4. С. 276–285.

44. *Кондратьева Т.В., Жуков Б.С., Пермитина Л.И., Полянский И.В.* Сопоставление радиометрических данных КМСС-М КА «Метеор-М» №2 с данными MODIS КА «Terra» и OLI Landsat-8 // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2018. Т. 15. № 2. С. 19-28.

45. *Лобанов А.Н.* Фотограмметрия. М.: Недра. 1984. 552 с.

46. *Меес Ж.* Астрономические формулы для калькуляторов. М.: Мир. 1988. 168 с.

47. *Микрин Е.А., Михайлов М.В.* Навигация космических аппаратов по измерениям от глобальных спутниковых навигационных систем. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2017. 345 с.

48. Наземный комплекс управления дальними космическими аппаратами. Перспективы развития / ред. Урличич Ю.М. М.: Радиотехника. 2012. 216 с.

49. *Орловский И.В., Михайлов М.В., Рожков С.Н., Аванесов Г.А., Жуков Б.С.* Сближение и причаливание космических аппаратов по измерениям аппаратуры спутниковой навигации, совмещенной с оптической подсистемой причаливания // Космическая техника и технологии. 2021, Т.33. №2. С. 88-97.

50. *Полянский И.В., Жуков Б.С., Кондратьева Т.В.* Комплекс многозональной спутниковой съемки среднего разрешения для гидрометеорологических космических аппаратов // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2019. Т. 16. № 6. С. 83–92.

51. Разработка материалов в рамках СЧ ДЭП КА «Луна-Ресурс-1» (ОА) в части баллистического обеспечения полета. Технический отчет ИПМ им. М.В. Келдыша по СЧ ОКР. М., 2015.

52. *Сагдеев Р.З., Аванесов Г.А., Крювелье П., Сабо Л., Сеге К., Аберже А., Балаш А., Баринов И.В., Берто Ж.-Л., Бламон Ж., Вальничек Б.И., Вархольми Д., Детай М., Димирелис Э., Дульнев Г.И., Женей М., Жуков Б.С., Зайко Ю.К., Зацепин С.И., Зиман Я.Л., Костенко В.И., Красиков В.А., Нитраи З., Нгуен-Тронг Т., Рении И., Русняк П., Сабо Ф., Салаи Ш., Смит Б., Суханов К.Г., Тарнопольский В.И., Цуканова Г.И., Шамис В.А.* Телевизионный эксперимент по наблюдению кометы Галлея с КА "Вега" // Письма в Астрон. Ж. 1986. Т. 12. № 8. С. 593-603.

53. Современные технологии обработки данных дистанционного зондирования Земли / Ред. Еремеев В.В. М.: Физматлит, 2015. 460 с.

54. Телевизионная система навигации и наблюдения для системы высокоточной и безопасной посадки КА «Луна-Ресурс-1» (ПА). Техническое задание на составную часть опытно-конструкторской работы. ТЗ-ЛР1-5-20. М., 2023.

55. *Тучин М.С., Захаров А.И., Прохоров М.Е.* Определение геовертикали по наблюдению лимба Земли // Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов. Сборник трудов Второй Всероссийской научно-технической конференции, Россия, Таруса, 13–16 сентября 2010 г. М.: ИКИ РАН. 2011. С. 330–337.

56. *Флоренский К.П., Базилевский А.Т., Пронин А.А., Попова З.В.* Предварительные результаты геоморфологического изучения панорам // Передвижная лаборатория на Луне – Луноход-1. Т.1. М.: Наука. 1971. С. 96-115.

57. *Флоренский К.П., Базилевский А.Т., Пронин А.А., Полосухин В.П., Попова З.В.* Геолого-морфологические исследования лунной поверхности // Передвижная лаборатория на Луне – Луноход 1. Т.2. М.: Наука. С. 102-135.

58. *Amzajerdian F., Roback V.E., Brewster P.F., Hines G.D.* Imaging flash lidar for autonomous Landing and spacecraft proximity operation // Proc. AIAA SPACE 2013 Conference and Exposition, San Diego, CA, 10-12 Sept. 2013.

59. *Avanesov G.A., Bonev B.I., Kempe F., Bazilevsky A.T., Boycheva V., Chikov K.N., Danz M., Dimitrov D., Duxbury T., Gromatikov P., Halmann D., Head J., Heifets V.N., Kolev V., Kostenko V.I., Kottsov V.A., Krasavtsev V.M., Krasikov V.A., Krumov A., Kuzmin A.A., Losev K.D., Lumme K., Mishev D.N., Mohlmann D., Muinonen K., Murav'ev V.M., Murchie S., Murray B., Neumann W., Paul L., Petkov D., Petuchova I., Possel W., Rebel B., Shkuratov Yu. G., Simeonov S, Smith B., Totev A., Uzunov Yu., Fedotov V.P., Weide G.-G., Zapfe H., Zhukov B.S., Ziman Ya.L.* Television observations of Phobos: first results // Nature. 1989. Vol. 341. No. 6243. P. 585-587.

60. *Avanesov G.A., Zhukov B., Ziman Ya., Kostenko V., Kuzmin A.A., Murav'ev V., Fedotov V., Bonev B.I., Mishev D., Petkov D., Krumov A., Simeonov S., Boycheva V., Uzunov Yu., Weide G.-G., Halmann D., Possel W., Head J., Murchie S., Schkuratov Yu. G., Berghanel R., Danz M., Mangoldt T., Pinar U., Weidlich U., Lumme K., Muinonen K., Peltoniemi J., Duxbury T., Murray B., Herkenhoff K., Fanale F., Irvine W., Smith B.* Results of TV imaging of Phobos (Experiment VSK-FREGAT) // Planet. Space Sci. 1991. Vol. 39. No. 1/2. P. 281-295.

61. *Bhaskaran S.* Autonomous navigation for deep space missions // AIAA-2012-1267135.

62. *Barker M.K., Mazarico E., Neumann G.A., Zuber M.T., Haruyama J., Smith D.E.* A new lunar digital elevation model from the lunar orbiter laser altimeter and SELENE terrain camera // Icarus. 2017. me 273. P. 346–355. https://doi.org/10.1016/j.icarus. 2015.07.039.

63. *Basilevsky A.T.* On the evolution rate of small lunar craters // Proc. 7th Lunar Sci. Conf. 1976. P. 1005-1020.

64. *Bay H., Ess A., Tuytelaars T., Gool L.V.* Speeded Up Robust Features (SURF) // Computer Vision and Image Understanding. 2008. Vol. 10. P. 346–359.

65. *Calonder M., Lepetit V., Strecha C., Fua P.* BRIEF: Binary robust independent elementary features //*European Conference on Computer Vision*. 2010. 2.

66. *Cheng Y., Johnson A.E., Mattheis L.H., Wolf A.A.* Passive imaging based hazard avoidance for spacecraft safe landing // Proc. 6th International Symposium on Artificial Intelligence and Robotics & Automation in Space: i-SAIRAS 2001, June 18-22, 2001. 8 p.

67. *Crouse B., Zanetti R., D'Souza C., Spanos P.D.* Autonomous optical lunar navigation // AAS 09-122, Savannah, GA, February 2009

68. *Duxbury T.C.* An analytic model for Phobos surface // Planet. and Space Sci. 1991. Vol. 39. P. 355-376.

69. *Fergason R.L., Hare T.M., Mayer D.P., Galuszka D.M., Redding B.L., Smith E.D., Shinaman J.R., Cheng Y., Otero R.E.* Mars 2000 terrain relative navigation flight product generation: digital terrain model and orthorectified image mosaics // 51st Lunar and Planetary Science Conference. 2020. 2020.pdf.

70. *Fischler M.A., Bolles R.C.* Random Sample Consensus: A paradigm for model fitting with applications to image analysis and automated cartography // Comm. ACM. 1981. Vol.24(6). P. 381-395.

71. *Florensky C.P., Basilevsky A.T., Bobina N.N., Burba G.A., Grebennik N.N., Kuzmin R.O., Polosukhin V.P., Popovich V.D., Pronin A.A., Ronca L.B.* The floor of crater Le Monier: A study of Lunokhod 2 data // Proc. lunar Sci. Conf. 9th. 1978. P. 1449-1458.

72. *Forstner W.* n the Geometric Precision of Digital Correlation // International Archives of Photogrammetry and Remote Sensing. 1982. 24-Part 3. 1982. P. 176-189.

73. *Frapard B., Mansuco S.* Visual navigation for European landers and the NPAL project // Proc. 6th Int. ESA Conference on Guidance, Navigation and Control Systems, Loutraki, Greece, 17-20 Oct. 2005. ESA SP-606. 2006. 4 p.

74. *Getchius J., Crain T., D'Souza C.* Optical navigation for the Orion vehicle // AAS-08-105, Galveston, TX, 2008.

75. *Hapke B.W.* Theory of Reflectance and Emittance Spectroscopy. N.Y.: Cambridge Univ. Press, 2012. 455 p.

76. *Harris, C., Stephens, M.* A combined corner and edge detector // Fourth Alvey Vision Conference, Manchester, UK. 1988. P. 147-151.

77. *Huang X., Xu C., Hu J., Li M., Guo M., Wang X., Zhao Yu, Hua B., Wang Y.* Powered-descent landing GNC system design and flight results for Tianwen-1 mission // 2022. Vol.6. No.1. P.3-16.

78. *Huertas A., Cheng Y., Matthies L.H.* Real-time hazard detection for landers // Proc. NASA Science Technology Conference, Adelphi, Maryland. 2007.

79. *Jones B.A.* Surface feature navigation in low lunar orbit // AAS 08-104, Galveston, TX, January 2008.

80. *Johnson A., Montgomery J., Matthies L.* Vision guided landing of an autonomous helicopter in hazardous terrain // Proc. 2005 IEEE International Conference on Robotics and Automation, Barselona, Spain, April 2005. P.3966-3971.

81. *Johnson A., Willson R., Cheng Y., Goguen J., Leger C., Sanmartin M., Matthies L.* Design through operation of an image-based velocity estimation system for Mars landing // Int. J. Computer Vision. 2007. Vol. 74. No. 3. P. 319-341.

82. *Johnson A.E., Huertas A., Werner R.A, Montgomery J.F.* Analysis of on-board detection and avoidance for safe Luna landing // IEEE Aerospace Conference. 2008. Paper No.1656. 9 p.

83. *Kneizys F.X., Robertson D.C., Abreu L.W. et al.* The MODTRAN2/3 Report and LOWTRAN 7 Model. Contract F19628-91-C-0132, 01/11/96. 1996.

84. *Kolyuka Yu., Tikhonov V., Ivanov N., Polyakov V., Avanesov G., Heifetz V., Zhukov B., Akim E., Stepanyants V., Papkov O., Duxbury T.* Phobos and Deimos astrometric observations from the Phobos mission // *Astron. & Astrophys*. 1991. Vol. 244. P. 236-241.

85. *Languille F., Déchoz C., Gaudel A., Greslou D., de Lussy F., Trémas T., Poulain V.* Sentinel-2 geometric image quality commissioning: first results // Proc. SPIE 9643, Image and Signal Processing for Remote Sensing XXI, 964306 (15 October 2015); doi: 10.1117/12.2194339.

86. *Li Sh., Jiang X., Tao T.* Guidance summary and assessment of the Chang'e-3 powered descent and landing // Journal of Spacecraft and Rockets. 2016. Vol.53. No.2. P.258-277.

87. *Lindeberg T.* Detecting salient blob-like image structures and their scales with a scale-space primal sketch: a method for focus-of-attention // International Journal of Computer Vision. 1993. Vol 11(3). P. 283-318.

88. *Lindeberg T.* Scale-space theory: A basic tool for analysing structures at different scales // Journal of Applied Statistics. 1994. Vol. 21(2). P. 224-270.

89. *Lowe D.* Distinctive image features from scale-invariant keypoints // Int. J. Computer Vision. 2004. Vol. 60 (2). P. 91–110.

90. *Lumme K., Bowell E.* Radiative transfer in the surfaces of atmosphereless bodies. 1 Theory // Astron. J. 1981. Vol.86. P. 1694-7004.

91. *Lunghi P., Lavagna M.* Autonomous vision-based hazard map generator for planetary landing phases // 65th International Astronautical Congress. 2014. P. 1-12.

92. *Mikolajczyk K., Schmid C.* An affine invariant interest point detector // European Conference on Computer Vision (ECCV), Copenhagen, Denmark. 2002. P. 128-142.

93. *Mikolajczyk K., Tuytelaars T., Schmid C., Zisserman A., Matas J., Schaffalitzky F., Kadir T., Van Gool L.* A comparison of affine region detectors // IJCV. 2005. Vol. 65 (1/2). P. 43–72.

94. *Mindru F., Tuytelaars T., Van Gool L., Moons T.* Moment invariants for recognition under changing viewpoint and illumination // CVIU. 2004. Vol. 94 (1–3). P.3–27.

95. *Moravec H.* Obstacle avoidance and navigation in the real world by a seeing robot rover // Tech Report CMU-RI-TR-3 Carnegie-Mellon University, Robotics Institute. 1980. 175 p.

96. NASA Catalogue of Lunar Nomenclature // NASA RP-1097. 1982. 183 p/

97. *Neubeck A., Van Gool L.* Efficient non-maximum suppression //Proc. of ICPR. 2006. Vol. 3. P. 850–855.

98. *Olson C., Matthies L., Xiong Y., Li R., Ma F., Xu F.* Multi-resolution mapping using surface, descent, and orbital images // Proc. 6th International Symposium on Artificial Intelligence and Robotics & Automation in Space: i-SAIRAS 2001, June 18-22, 2001. 8 p.

99. *Osenar M.* Performance of Automated Feature Tracking Cameras for Lunar Navigation // M.S. Thesis, Department of Mechanical Engineering, Rice University, Apr. 2007. URL: https://scholarship.rice.edu/bitstream/handle/1911/20567/1442092.PDF?sequence=1

100. *Phenneger M.C., Singhal S.P., Lee T.H., Stengle T.H.* Infrared Horizon Sensor Modelling for Attitude Determination and Control: Analysis and Mission Experience // NASA Technical Memorandum 86181. 1985.

101. *Pien H.* Autonomous hazard detection and avoidance // Final report. NASA CR-188331. 52 p.

102. *Pollard B.D., Sadowy G.* Next generation millimeter-wave radar for safe planetary landing // Proc. IEEE Aerospace Conference, April 2005, Paper 1188, 7 p.

103. *Polyansky I., Zhukov B., Zubarev A., Nadejdina I., Brusnikin E., Oberst J.. and Duxbury T.* Stereo Topographic Mapping Concept for the Upcoming Luna-Resurs-1 Orbiter Mission // Planetary and Space Science. 2018. Vol.162. P. 216-232 (https://doi.org/10.1016/j.pss.2017.09.013)

104. *Rosten E., Porter R., Drummond T.* Faster and better: A machine learning approach to corner detection // IEEE Trans. Pattern Analysis and Machine Intelligence. 2010. Vol. 32. P. 105-119.

105. *Rublee E., Rabaud V., Konolige K., Bradski G.* ORB: An efficient alternative to SIFT or SURF // ICCV. 2011. P. 2564-2571.

106. *Sagdeev R.Z., Avanesov G.A., Barinov I.V., Debabov A.I., Krasikov V.A., Moroz V.I., Shamis V.A., Tarnopolsky V.I., Usikov D.A., Ziman Ya.L., Zhukov B.S., Szabo F., Szego K., Smith B.A., Kondor A., Larson S., Merenei E., Szabo L., Toth I., Varhalmi L., Cruvellier P., Abergel A., Bertaux J.-L., Blamont J, Danz M.M., Mohlmann D., Stiller H., Zapfe P.H.* Comet Halley: nucleus and jets (results of the VEGA mission) // Adv. Space Res. 1986a. Vol. 5. No. 12. P. 95-104.

107. *Sagdeev R.Z., Szabo F., Avanesov G.A., Cruvellier P., Szabo L., Szego K., Abergel A., Balazs A., Barinov I.V., Bertaux J.-L., Blamont J., Detaille M., Demarelis M., Dulnev G.N., Endroczy G., Gardos M., Kanyo M., Kostenko V.I., Krasikov V.A., Nguen-Trong T., Nyitrai Z., Reny I., Rusznyak P., Shamis V.A., Smith B.A., Sukhanov K.G., Szalai S., Tarnopolsky V.I., Toth I., Tsukanova G., Valnicek B.I., Varhalmi L., Zaiko Yu.K., Zatsepin S.I., Ziman Ya.L., Zsenei M., Zhukov B.S.* Television observations of comet Halley from Vega spacecraft // Nature. 1986b. Vol. 321. No. 6067. P. 262-266.

108. *Sato H., Robinson M.S., Hapke B., Denevi B.W., Boyd A.K.* Resolved Hapke parameter maps of the Moon // Journal of Geophysical Research: Planets. 2014. Vol. 119. Issue 8. P. 1775–1805. DOI: 10.1002/2013JE004580.

109. *Schmid C., Mohr R.* Local grayvalue invariants for image retrieval // IEEE Trans. on Pattern Analysis and Machine Intelligence. 1997. Vol. 19(5). P. 530-534.

110. *Scholten F., Oberst J., Matz K.-D., Roatsch T., Wahlisch M., Speyerer E.J., Robinson M.S.* GLD100: the near-global lunar 100 m raster DTM from LROC WAC stereo image data // J. Geophys. Res. 2012. Vol. 117 (E12)/ https://doi.org/10.1029/2011JE003926.

111. *Seidelmann P.K., Abalakin V.K., Bursa M., Davies M., de Bergh C., Lieske J.H., Oberst J., Simon J.L., Standish E.M., Stooke P., Thomas P.C.* Report of the iau/iag working group on cartographic coordinates and rotational

elements of the planets and satellites: 2000 // Selestial Mechanics and Dynamical Astronomy. 2002. Vol. 82. Issue 1. P. 83-111.

112. *Shi T., Tomasi C.* Good Features to Track // 9th IEEE Conf. on Computer Vision and Pattern Recognition, Springer. 1994. P. 593-600.
113. *Shoemaker E.M. and Morris J.F.* Craters //Surveyor Project Final Report, Pt II. JPL Technical Report N32-1265, Pasadena, California. 1968.
114. *Simard P., Bottou L., Haffner P., LeCun Y.* Boxlets: a fast convolution algorithm for signal processing and neural networks // Advances in Neural Information Processing Systems, 11. MIT Press. 1999. P. 571-577.
115. *Strandmoe S.E., Jean-Marius T., Trinh S.* Toward a vision based autonomous planetary lander // AIAA 99-4154. 1999.
116. *Trawny N., Huertas A., Luna M.E., Villalpando C.Y., Martin K.E., Carson J.M., Johnson A.E., Restrepo C., Roback V.E.* Flight testing d real-time Hazard Detection System for safe lunar landing on the rocket-powered Morpheus vehicle // AIAA Scitech 2015, 14-5206_A1b.pdf.
117. *Viola P.A., Jones M.J.* Rapid object detection using a boosted cascade of simple features // CVPR. 2001. Issue 1. 2001. P. 511–518.
118. *Wang Q., Liu J.* A Chang'e-4 mission concept and vision of future Chinese lunar exploration activities // Acta Astronautica. 2016. V. 127. P. 678-683. DOI: 10.2016/j.actaastro.2016.06.024.
119. *Woicke S., Mooij E.* A stereo-vision hazard-detection algorithm to increase planetary lander autonomy // Acta Austronautica. 2016. V. 122. P. 42-62.