

УДК 520; 528.8.04; 681.7

СТЕНДОВАЯ И НАТУРНАЯ ОТРАБОТКА ОПТИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ АВТОНОМНОЙ ПРИПЛАНЕТНОЙ НАВИГАЦИИ НА ОКОЛОЛУННЫХ ОРБИТАХ

© 2025 г. Б. С. Жуков*, Г. А. Аванесов, А. С. Лискив, П. С. Сметанин

Институт космических исследований РАН, Москва, Россия

**e-mail: bzhukov@mail.ru*

Поступила в редакцию 03.10.2023 г.

После доработки 29.11.2023 г.

Принята к публикации 29.11.2023 г.

Рассматриваются результаты стендовой отработки системы автономной оптической навигации, рассчитанной для работы на окололунных орбитах и на трассе перелета Земля – Луна. В состав системы входят широкоугольная навигационная камера, предназначенная для определения положения космического аппарата (КА) по горизонту планеты и по контрольным точкам на ее поверхности, узкоугольная навигационная камера, применяемая для уточнения положения космического аппарата по контрольным точкам, с использованием снимков более высокого разрешения, и два звездных датчика для определения ориентации камер. Отлаженное на стенде программно-алгоритмическое обеспечение системы использовано при обработке снимка лунной поверхности, полученного съемочной системой СТС-Л на КА “Луна-25”. Все контрольные точки из разработанного каталога, попавшие на снимок, были уверенно распознаны. Расхождение координат КА, полученных по оптическим навигационным измерениям и по баллистическому прогнозу, оказалось в пределах ошибок измерений и прогноза.

DOI: 10.31857/S0023420625010116, EDN: HDRDMM

1. ВВЕДЕНИЕ

Автономная оптическая навигация находит все более широкое применение в практике космических исследований планет и малых тел Солнечной системы. Традиционные радиотехнические методы (одно-, двух-, трехпутевая доплеровская радиолокация, радиоинтерферометрия со сверхдлинными базами) требуют определенного времени, затрачиваемого на распространение радиосигнала, на его наземную обработку и накопление измерений [1]. Автономная оптическая навигация, позволяющая определять положение космического аппарата (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 автоматической посадке КА на поверхность небесных тел. Кроме того, дополнение

автономными оптическими измерениями навигационных данных, получаемых наземными радиотехническими системами, повышает надежность и безопасность космических миссий, что особенно важно при пилотируемых полетах.

В отечественной практике телевизионные приборы были впервые использованы для автономной навигации в проекте “*Vega*” в 1984–1986 гг., когда при пролете КА мимо ядра кометы Галлея телевизионная система осуществляла автоматическое наведение платформы с научными приборами по центру яркости на объект наблюдения [2]. Такой же метод применялся для наведения научной аппаратуры (с использованием дополнительного вращения КА) с помощью разработанной в Jet Propulsion Laboratory (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* [3].

Для управления сближением с Фобосом и посадкой на него спускаемого аппарата (проект

“Фобос-Грунт”), включая выбор безопасного места посадки, была разработана Телевизионная система навигации и наблюдения (ТСНН) в составе двух камер — широкоугольной и узкоугольной [4]. К сожалению, из-за аварии КА до практического использования ТСНН дело не дошло.

Автономная оптическая навигация на траектории снижения при подлете к району посадки использовалась в американских миссиях *Mars-2020* при посадке на Марсе (<https://robotics.jpl.nasa.gov/what-we-do/flight-projects/mars-2020-rover/terrain-relative-navigation/>) и *IM-1 (Intuitive Machines)* в 2024 г. при посадке на Луну (https://www.intuitivemachines.com/_files/ugd/7c27f7_51f84ee63ea744a9b7312d17fefa9606.pdf).

Автономный выбор безопасного места посадки по телевизионным изображениям проводился при посадке на поверхность Луны китайских зондов *Chang’e 3–6* в 2013–2024 гг. [5] и индийского зонда *Chandrayaan-3* в 2023 г. (https://www.isro.gov.in/Chandrayaan3_Details.html), а также китайского зонда *Tianwen-1* при посадке на поверхность Марса в 2021 г. [6].

2. СИСТЕМА АВТОНОМНОЙ
ОПТИЧЕСКОЙ НАВИГАЦИИ И СТЕНД
ДЛЯ ЕЕ ОТРАБОТКИ

В настоящее время с учетом накопленного опыта и перспективных планов полетов отечественных КА к Луне в ИКИ РАН создается система автономной оптической навигации [7], в состав которой входят:

– широкоугольная навигационная камера (ШНК), предназначенная для определения положения космического аппарата (КА) по горизонту планеты и по контрольным точкам (КТ) — хорошо распознаваемым и привязанным к топографической модели Луны участкам поверхности;

– узкоугольная навигационная камера (УНК), предназначенная для уточнения положения КА по КТ, с использованием снимков более высокого разрешения;

– два звездных датчика, предназначенные для определения ориентации камер;

– блок обработки данных (БОД).

Все приборы унифицированы 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 приведены в табл. 1.

Для экспериментальной отработки системы в ИКИ РАН создан специализированный стенд [8], в состав которого входят нескольких компьютеров и средств отображения, позволяющих воспроизводить изображения Луны, Земли и звезд в масштабе и ракурсах, соответствующих положению КА на трассе полета (рис. 1). В состав стенда включен также персональный компьютер, к которому через блок интерфейсов могут подключаться оптические головки ОГ-ЗД, ОГ-УНК и ОГ-ШНК либо непосредственно, либо через БОД навигационной системы.

Задаваемые параметры полета сравниваются с величинами, измеренными приборами навигационной системы. При этом сопоставляются углы ориентации КА и координаты КА в связанной планетоцентрической системе координат (ПЦСК). Для Луны в качестве ПЦСК используется Moon-ME (Mean Earth), центр которой совпадает с центром масс Луны, 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. Радиус референц-сферы Луны принят равным $R_0 = 1737.4$ км. Координаты космического аппарата выводятся как в виде декартовых координат

Таблица 1. Основные параметры оптических головок системы автономной оптической навигации

Характеристики	Камера		
	ОГ-ШНК	ОГ-УНК	ОГ-ЗД (2 шт.)
Фокусное расстояние, мм	3.6	23	36
Размер кадра, пикс.	2048 × 2048		
Угловое разрешение, 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

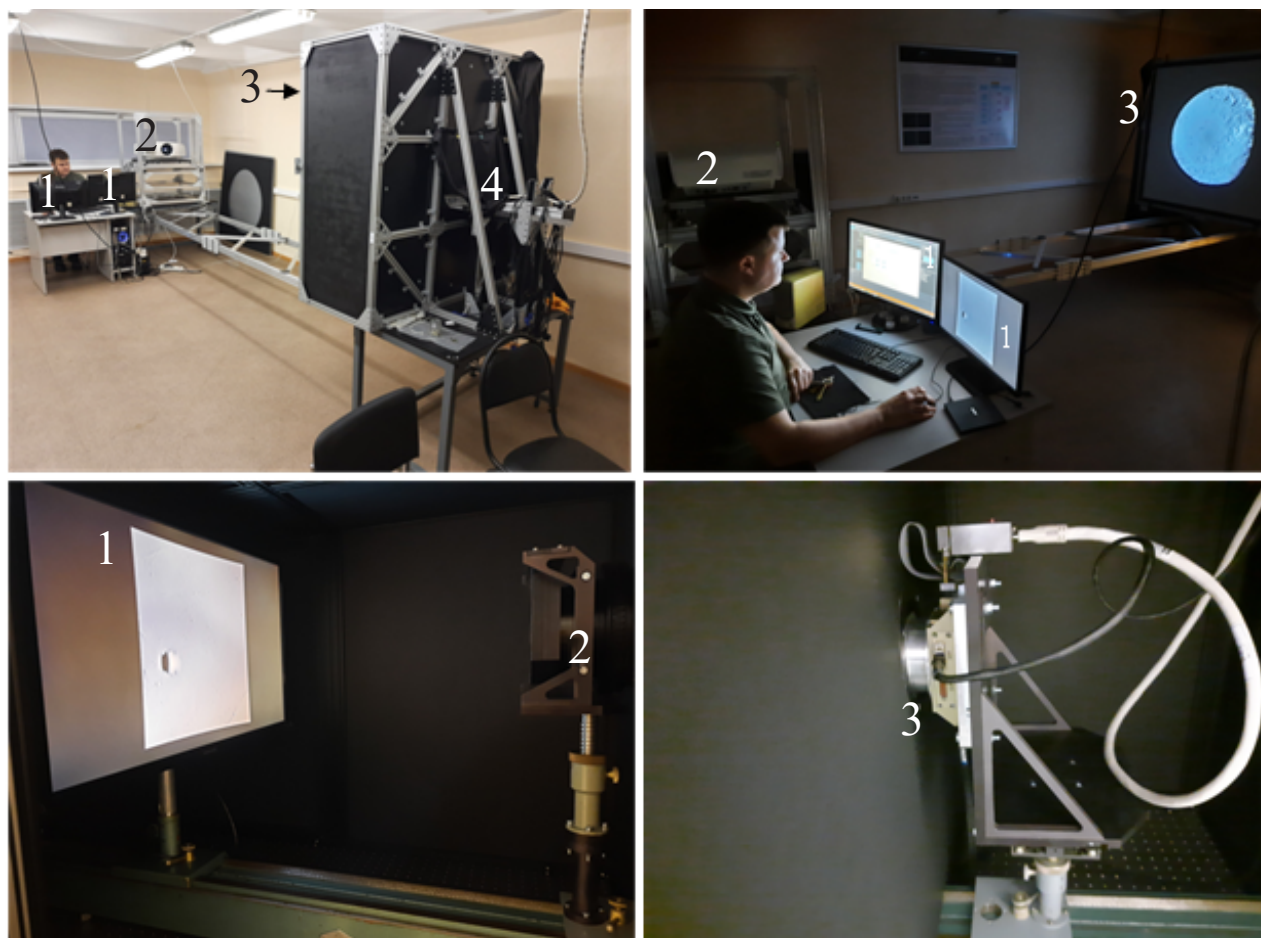


Рис. 1. Стенд отработки технологии автономной оптической навигации: сверху — стенд ШНК (слева) и его проецирующая часть (справа): 1) мониторы управляющего компьютера, 2) оптический проектор, 3) экран, 4) оптическая головка ШНК (закрыта черным покрывалом); внизу: слева — проецирующая часть стенда УНК с проекционным монитором (1) и коллиматорной линзой (2), справа — регистрирующая часть стенда УНК с оптической головкой (3)

КА, которые непосредственно используются при динамической фильтрации навигационных измерений при определении орбиты КА, так и для удобства в виде сферических координат — широты и долготы подспутниковой точки (ПСТ) и высоты КА.

Таким образом, оборудование и программно-математическое обеспечение стенда позволяет и моделировать условия съемки небесных тел, и оценивать результаты работы приборов навигационной системы.

Перед началом каждого “пролета” проводится автоматическая геометрическая калибровка стенда, основанная на проецировании на экраны монитора регулярной сетки точек, ее съемки, распознавании точек сетки на получаемых изображениях и определении геометрических параметров, связывающих координаты точек на изображениях, подаваемых на экраны мониторов,

и их координаты на изображениях, получаемых камерами. Калибровка стенда проверяется в процессе “пролета” и при ее изменении из-за прогрева стенда “пролет” повторяется.

3. МОДЕЛИРОВАНИЕ ИЗОБРАЖЕНИЙ ЛУНЫ

Изображения Луны существенно зависят от направления падения на ее поверхность солнечных лучей и направления наблюдения. При фазовом угле (угле между направлениями падения и наблюдения) больше $\sim 40^\circ$, при которых планируется реализовать навигацию по КТ, основным фактором, влияющим на структуру изображений, является рельеф. При таких фазовых углах можно пренебречь вариациями микроструктуры реголита, оказывающими доминирующее влияние на распределение яркости поверхности

Луны при малых фазовых углах. При фазовых углах меньше 40° планируется лишь навигация по горизонту, для которой адекватное моделирование распределения яркости по диску Луны не имеет существенного значения.

Изображения Луны моделировались в реальном времени с использованием глобальной топографической модели GLD100–256P с разрешением на поверхности около 118 м (https://wms.lroc.asu.edu/lroc/view_rdr/WAC_GLD100). Модель GLD100 построена по изображениям, которые были получены широкоугольной камерой WAC, входящей в состав съемочной системы LROC (Lunar Reconnaissance Orbiter Camera) на КА *Lunar Reconnaissance Orbiter (LRO)* [9]. На околополярных широтах она дополнена моделью LOLA-256P, построенной по данным лазерного высотомера LOLA (Lunar Orbiter Laser Altimeter) на том же КА. Распределение яркости поверхности Луны рассчитывалось по модели Хапке [10], с использованием средних значений ее параметров для Луны. Хотя существуют карты распределения параметров модели Хапке по поверхности Луны [11], их разрешение в 5° (150 км) не достаточно для моделирования орбитальных изображений.

При построении изображения, выводимого на стенды, учитывалась геометрическая модель камеры и результаты калибровки стенда таким образом, чтобы угловое распределение поля яркости на апертуре камеры соответствовало реальному распределению поля яркости Луны в заданных условиях наблюдения.

Адекватность моделирования изображений Луны проверялась путем сопоставления модельных изображений с реальными изображениями, полученными камерой WAC/LROC.

4. ПРОГРАММНО-АЛГОРИТМИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПРИПЛАНЕТНОЙ НАВИГАЦИИ

На первом этапе обработки по изображениям ШНК определяется положение КА по горизонту, используется алгоритм, описанный в работе [12]. Для этого на изображении с помощью оператора Собеля выделяются потенциальные точки горизонта, проводится фильтрация точек терминатора и аппроксимация направлений на оставшиеся точки горизонта круговым конусом. Направление оси конуса дает направление на центр Луны во внутренней системе координат (ВСК) камеры. Оно преобразуется в лунную систему координат Moon-ME по данным об ориентации

камеры в инерциальной системе координат J2000, измеряемой звездными датчиками, с использованием перехода из J2000 в Moon-ME для заданного момента времени. Таким образом, определяется положение подспутниковой точки. По углу раствора аппроксимирующего конуса оценивается высота КА.

Предварительные оценки ошибок определения координат ПСТ по горизонту на низких орбитах составляют ~ 10 км, высоты $\sim 1\%$ (3σ), что вполне достаточно для перехода к следующему этапу – уточнению положения КА по контрольным точкам. Для этого используется центральная часть поля зрения ШНК, в которой углы наблюдения не превышают 45° , и, как следствие, геометрические искажения не слишком велики. При этом радиус области поиска на первом этапе принимается равным 10 км и из каталога выбираются КТ, которые могут попадать в центральную часть поля зрения камеры. Далее формируется область их поиска с радиусом 10 км в геометрической проекции КТ и осуществляется их поиск, с использованием многомасштабного метода установления соответствия. При этом КТ сначала ищутся по заглубленным изображениям, а затем их положение уточняется по исходному изображению. Предварительно по 3D-модели КТ рассчитываются их эталонные изображения для заданных параметров разрешения и направлений освещения и наблюдения.

Для ограничения времени вычислений на изображении ищется не более 10 КТ, расположенных наиболее близко к расчетному положению точки пересечения оптической оси камеры с референц-сферой Луны. При идентификации на изображении не менее двух КТ, определении векторов направления на них в ВСК и преобразования векторов направления в ПЦСК, находится радиус-вектор КА в ПЦСК [13]. Геометрически эту процедуру можно интерпретировать как нахождение методом наименьших квадратов точки пересечения лучей, построенных из указанных КТ в направлениях, обратных направлениям их наблюдения с КА (известный в геодезии метод обратной засечки).

При навигации используется каталог КТ на Луне, который был сформирован с использованием топографической модели Луны GLD100–256P. Для каждой КТ каталог содержит характеристики КТ (радиус-вектор КТ в ПЦСК, значения критерия качества КТ и др.) и многомасштабную пирамиду 3D-моделей КТ из 5 уровней. Размер элемента разрешения уровней пирамиды последовательно увеличивается в два

раза от 118 м для наиболее детального уровня до 1888 м для наиболее грубого. Среднее расстояние между КТ – 30 км, условие выбора КТ – максимизации значения критерия Харриса [14], усредненного по уровням пирамиды, при фазовых углах Солнца больше 40° .

Общий объем каталога составляет более 40 тыс. КТ.

Предварительная оценка ошибок оценки положения КА по контрольным точкам с помощью ШНК составляет ~ 1 км (3σ).

Дальнейшее увеличение точности измерений по КТ возможно, с использованием изображений более высокого разрешения, полученных УНК (при условии попадания в них достаточного количества КТ). Радиус области поиска КТ на изображениях УНК определяется ошибкой определения положения ПСТ по изображениям ШНК. Переход при навигации по КТ от ШНК к УНК позволяет улучшить точность определения координат КА на порядок. Однако ошибка оценки высоты КА при этом существенно не уменьшается из-за недостаточного угла засечки (угла между направлениями на найденные КТ), ограниченного полем зрения УНК в 27.5° .

5. РЕЗУЛЬТАТЫ СТЕНДОВЫХ НАВИГАЦИОННЫХ ИЗМЕРЕНИЙ НА ОКОЛОЛУННЫХ ОРБИТАХ

Для экспериментов выбирались полярные орбиты высотой 70, 100, 200, 400 и 800 км, начинающиеся над северным полюсом Луны и проходящие над предполагаемой 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. 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 табл. 2. В случае УНК для детектирования КТ используется все поле зрения, в случае ШНК – его центральная часть, соответствующая углам наблюдения в пределах $\pm 45^\circ$. Полное поле зрения ШНК в пределах $\pm 90^\circ$ 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 измерениям по КТ от ШНК к УНК осуществляется на высоте 200 км. На больших высотах измерения ШНК проводятся только по горизонту.

На рис. 2 показаны примеры изображений ШНК и УНК, получаемые на стенде, с результатами определения дуги горизонта и найденными контрольными точками на ее поверхности.

В табл. 3 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 больших высотах – 1 %. На высотах ниже 200 км ШНК позволила опознать достаточное количество КТ на всех изображениях, а на высотах выше 200 км распознаваемость КТ резко ухудшилась из-за недостаточного разрешения стенда ШНК.

Ошибки измерений координат КА на окололунных орбитах показаны на рис. 3–5, а их

Таблица 2. Разрешение и поле зрения ШНК и УНК на полярных орбитах

Высота, км	ШНК		УНК	
	Разрешение, м	Поле зрения ($\pm 45^\circ$), 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

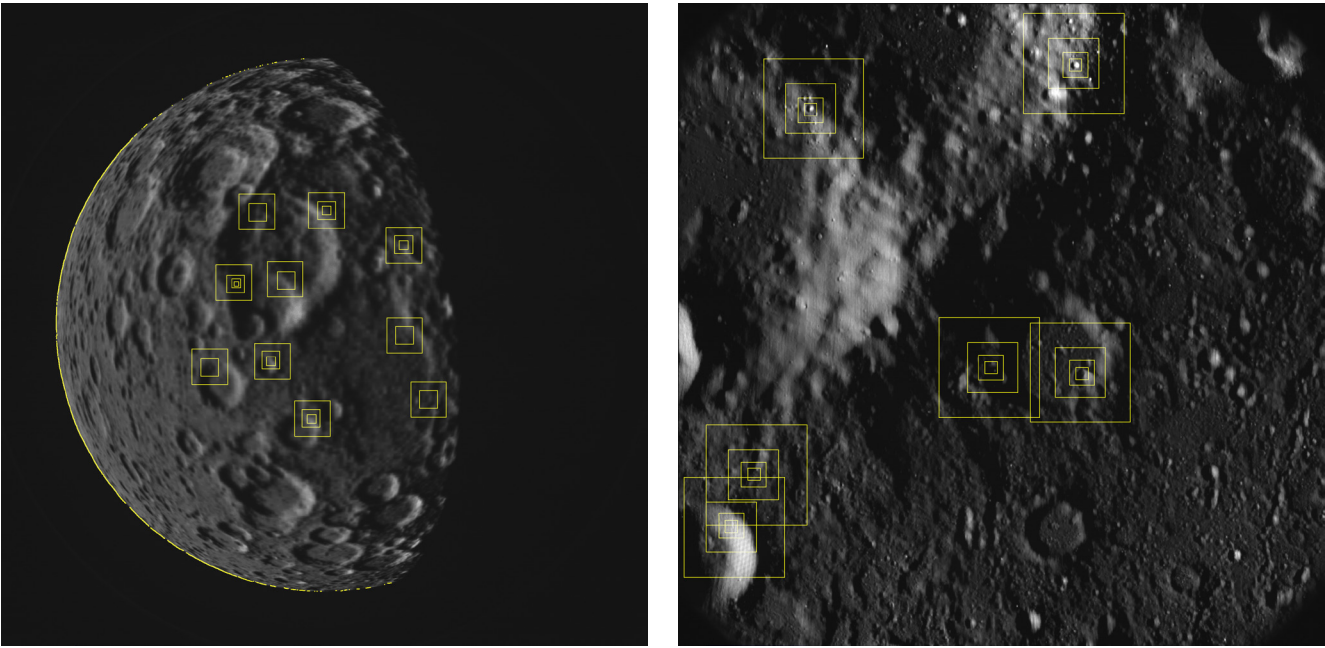


Рис. 2. Примеры полученных на стенде изображений ШНК (слева) и УНК (справа) с высоты 200 км; желтым отмечены выделенные точки горизонта на изображении ШНК и контрольные точки на изображениях ШНК и УНК

Таблица 3. 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

Таблица 4. 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

среднеквадратичные отклонения (СКО) — в табл. 4. Они представлены в системе координат RNB , где ось R направлена по радиус-вектору КА, ось N — в плоскости орбиты перпендикулярно радиус-вектору в сторону движения КА, ось B — перпендикулярна плоскости орбиты

и дополняет систему до правой. Ошибка по оси R равна ошибке по высоте H . Для полярной орбиты ось N направлена примерно по меридиану, ось B — по параллели. Поскольку ПСТ находится как точка пересечения радиус-вектора КА с поверхностью Луны, ошибки в координатах ПСТ получаются умножением ошибок в координатах

КА N и B на коэффициент $R_0/(R_0+H)$, равный отношению расстояний ПСТ и КА до центра Луны.

Среднеквадратичное отклонение ошибок ШНК по горизонту не превышает 2–3 км, а их максимальное значение лежит в пределах 10 км (рис. 3). Ошибки измерения высоты по

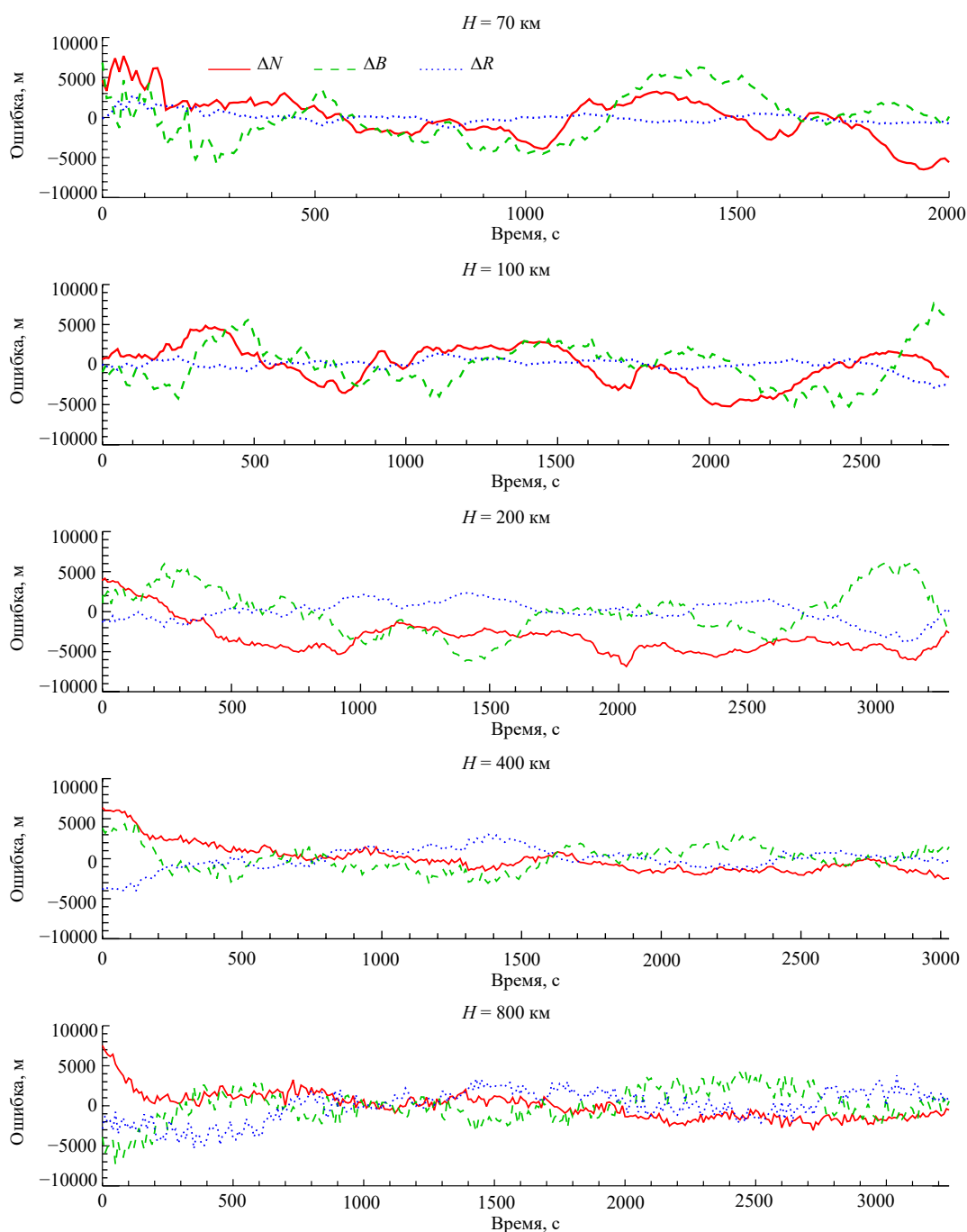


Рис. 3. Ошибки ΔN , ΔB , ΔR стендовых измерений координат КА с помощью ШНК по горизонту на окололунных полярных орбитах высотой 70, 100, 200, 400 и 800 км

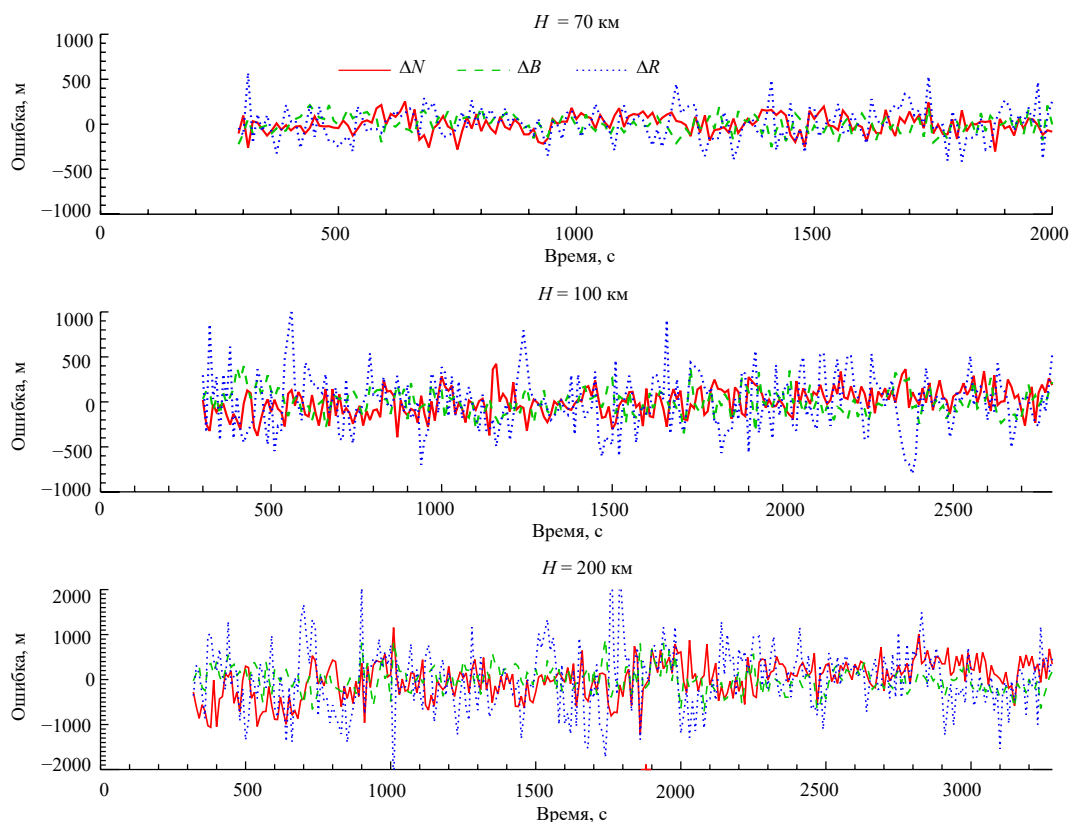


Рис. 4. Ошибки ΔN , ΔB , ΔR стантовых измерений координат КА с помощью ШНК по контрольным точкам на окололунных полярных орбитах высотой 70, 100 и 200 км

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.

Ошибки ШНК по контрольным точкам в горизонтальной плоскости на порядок меньше, чем по горизонту (рис. 4). Их СКО не превышает нескольких сотен метров, а максимум — в пределах 1 км. Ошибки по высоте примерно в два раза больше, чем в горизонтальной плоскости. Ошибки по контрольным точкам в целом увеличиваются с высотой и слабо коррелированы вдоль орбиты.

На высотах 200 км и выше СКО ошибок УНК по контрольным точкам в горизонтальной плоскости составляет около 50 м, а максимальные ошибки не превышают 200–300 м (рис. 5). Ошибки по высоте в этом случае почти

на порядок больше из-за ограниченного углового поля зрения УНК.

6. РЕЗУЛЬТАТЫ НАТУРНЫХ НАВИГАЦИОННЫХ ИЗМЕРЕНИЙ ПО СНИМКУ ЛУННОЙ ПОВЕРХНОСТИ, ПОЛУЧЕННОМУ КАМЕРОЙ 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.VIII.2023 было получено изображение поверхности Луны в районе кратера Зеeman ($75^{\circ}05'$ ю.ш., $135^{\circ}05'$ з.д.) с окололунной круговой орбиты высотой около 100 км (рис. 6). КАМ–С имеет такой же матричный фотоприемник размером 2048×2048 пикселей, как ШНК и УНК, а по полю зрения в 50° занимает промежуточное положение между ШНК и УНК. С указанной высоты разрешение КАМ–С составило около 93 м, размер кадра — 93×93 км. При обработке использовались данные наземной геометрической калибровки камеры.

Данное изображение использовалось для:

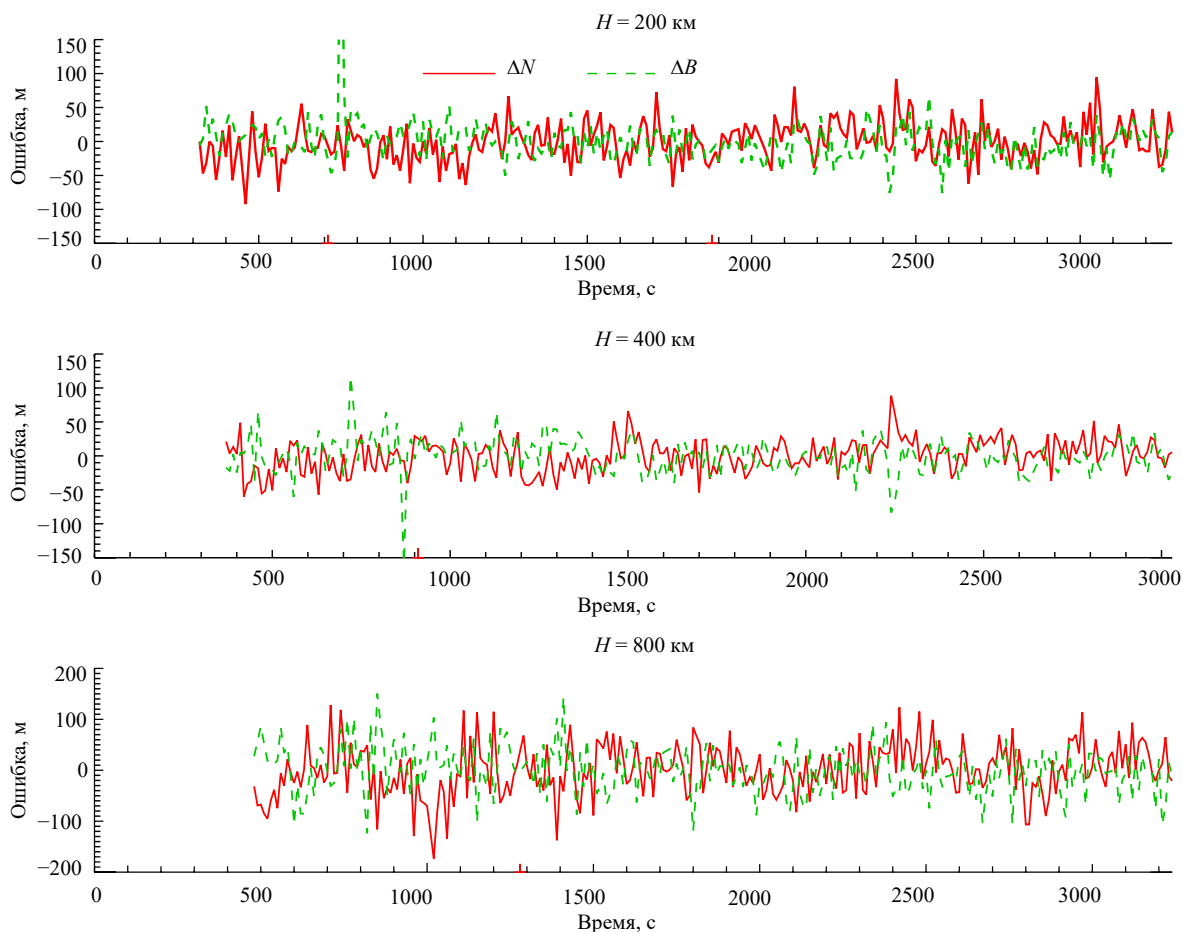


Рис. 5. Ошибки ΔN , ΔB стендовых измерений координат КА с помощью УНК по контрольным точкам на окололунных полярных орбитах высотой 200, 400 и 800 км

— проверки адекватности моделирования изображений поверхности Луны с использованием топографической модели GLD100–256P;

— проверки распознаваемости контрольных точек по эталонным изображениям, построенным по топографической модели GLD100–256P;

— оценки точности определения координат КА.

При применении отработанного на стенде программно-алгоритмического обеспечения к полученному изображению Луны были распознаны все 10 попадающих в поле кадра контрольных точек. В 9 случаях из 10 соответствие КТ было найдено для всех трех уровней разрешения эталонных изображений контрольных точек, построенных по их 3D-моделям, в одном случае — для двух уровней кроме самого детального. Это подтверждает адекватность выбора, как модели поверхности Луны, так и использованного при построении каталога критерия Харриса, который отдает предпочтение контрольным

точкам с выраженной текстурой по всему окну их определения, а, например, не малым кратерам на квазиоднородном фоне, которые, вероятно, выбрал бы глаз, но которые могут теряться на начальном этапе распознавания по заглубленным изображениям.

Координаты КА в ПЦСК, определенные по найденным контрольным точкам с использованием данных об ориентации КА, сопоставлены с данными баллистического прогноза (табл. 5). 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 координатах ПЦСК 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

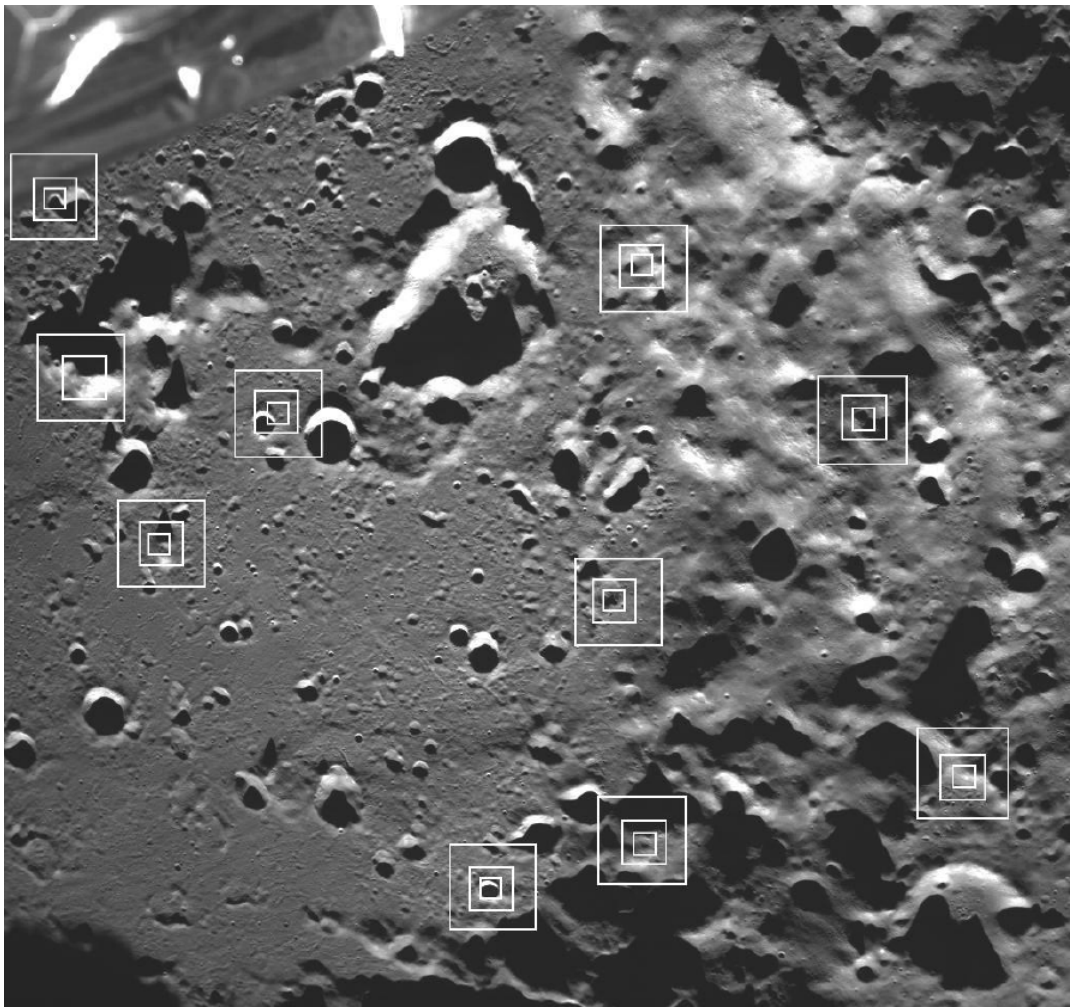


Рис. 6. Изображение поверхности Луны, полученное 17.VIII.2023 камерой КАМ-С/СТС-Л. Белыми вложенными квадратами показаны найденные контрольные точки при трех уровнях разрешения их эталонных изображений

Таблица 5. Сравнение оценок координат КА в ПЦСК по баллистическому прогнозу и по результатам обработки снимка КАМ-С/СТС-Л

Используемые данные	X , км	Y , км	Z , км	H , км
Баллистические 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

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 (~ 1 мс).

7. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проведена отработка системы автономной оптической навигации на специализированном стенде. Полученные результаты подтвердили

предварительные оценки точности навигационных измерений и методику взаимодействия измерений, выполняемых широкоугольной и узкоугольной навигационными камерами на окололунных орбитах.

В результате обработки снимка лунной поверхности, выполненного СТС-Л с борта КА “Луна-25”, получено подтверждение уверенного распознавания контрольных точек из разработанного каталога, а также подтверждение правильности используемых при наземной отработке методик исследований и испытаний оптической системы припланетной навигации. Расхождение результатов навигационных измерений по снимку с данными баллистического прогноза оказалось в пределах ошибок измерений и баллистического прогноза.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Наземный комплекс управления дальними космическими аппаратами. Перспективы развития / Под ред. Ю.М. Урличича. М.: Радиотехника, 2012. 216 с.
2. Телевизионная съемка кометы Галлея / Под ред. Р.З. Сагдеева. М.: Наука, 1989. 295 с.
3. *Bhaskaran S.* Autonomous navigation for deep space missions // Proc. Conf. American Institute of Aeronautics and Astronautics. Stockholm, Sweden. 2012. AIAA-2012-1267135. <https://doi.org/10.2514/6.2012-1267135>
4. *Аванесов Г.А., Гордеев Р.В., Гришин В.А. и др.* Телевизионная система навигации и наблюдения // *Астрономический вестник*. 2010. Т. 44. № 5. С. 473–479.
5. *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. <https://doi.org/10.2016/j.actaastro.2016.06.024>.
6. *Huang X., Xu C., Hu J. et al.* Powered-descent landing GNC system design and flight results for Tianwen-1 mission // *Astrodynamics*. 2022. V. 6. № 1. P. 3–16. <https://doi.org/10.1007/s4/2064-021-01118-9/>
7. *Аванесов Г.А., Жуков Б.С., Сметанин П.С., Михайлов М.В.* Отработка технологии автономной навигации КА дальнего космоса на Международной Космической Станции // *Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса*. 2020. Т. 17. № 7. С. 41–49. <https://doi.org/10.21046/2070-7401-2020-17-7-41-49>
8. *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. 107–117. <https://doi.org/10.21046/2070-7401-2021-18-3-107-117>
9. *Scholten F., Oberst J., Matz K.-D. et al.* GLD100: the near-global lunar 100 m raster DTM from LROC WAC stereo image data // *J. Geophys. Res.* 2012. V. 117(E12). <https://doi.org/10.1029/2011JE003926>
10. *Hapke B.W.* Theory of Reflectance and Emittance Spectroscopy. N.Y.: Cambridge Univ. Press, 2012.
11. *Sato H., Robinson M.S., Hapke B. et al.* Resolved Hapke parameter maps of the Moon // *J. Geophysical Research: Planets*. 2014. V. 119. Iss. 8. P. 1775–1805. <https://doi.org/10.1002/2013JE004580>
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. <https://doi.org/10.21046/2070-7401-2017-14-2-24-35>
14. *Harris C., Stephens M.* A combined corner and edge detector // Proc. 4th Alvey Vision Conference. Manchester, UK. 1988. P. 147–151. <https://doi.org/10.5244/C.2.23>

STAND AND REAL-CONDITIONS TESTING OF AN AUTONOMOUS OPTICAL NAVIGATION SYSTEM FOR OPERATIONS IN CIRCUMLUNAR ORBITS

© 2025 B. S. Zhukov*, G. A. Avanesov, A. S. Liskiv, P. S. Smetanin

Space Research Institute, Moscow, Russia

**e-mail: bzhukov@mail.ru*

Stand testing of an autonomous optical navigation system for operation in circumlunar orbits and during Earth-Moon transfer was performed. The system includes a wide-angle navigation camera for estimation of spacecraft position using observations of the planet's horizon and of ground control points on its surface, a narrow-angle navigation camera for refinement the SC position using ground control points in higher resolution images, and two star trackers for determination of system orientation. The navigation software was also tested using the image of the lunar surface obtained by the television system STS-L installed on the *Luna-25* spacecraft. All the control points from the developed catalog that were located in the imaged area were confidently recognized. The diversion in the spacecraft coordinates as obtained from the optical navigation measurements and from the ballistic forecast was within the expected measurement and forecast errors.