

Автономная оптическая навигация на окололунных орбитах и при посадке на Луну с помощью сверхширокоугольной камеры

Б.С. Жуков, И.В. Полянский, С.Б. Жуков

*Институт космических исследований РАН, Москва, 117997, Россия
E-mail: bzhukov@iki.rssi.ru*

Автономная оптическая навигация на окололунных орбитах и при посадке на Луну может осуществляться с помощью сверхширокоугольной навигационной камеры с полем зрения $\sim 180^\circ$, функционирующей в комплексе со звездными и инерциальными датчиками ориентации. Такая система позволит реализовать:

- начальную оценку положения КА на окололунных орбитах по горизонту Луны без необходимости использования априорной орбитальной информации;
- абсолютную навигацию на окололунных орбитах и на первом этапе основного торможения по контрольным точкам на поверхности Луны, которая позволяет оценить положение КА с точностью лучше 100 м;
- относительную навигацию на меньших высотах на участке основного торможения по смещению ориентиров на последовательных изображениях;
- оценку боковой скорости КА по смещению ориентиров и построение карты риска с выбором безопасного места посадки на заключительном этапе посадки – вертикальном спуске.

Примером реализации сверхширокоугольной навигационной камеры для автономной оптической навигации в лунных проектах является Камера обзора системы посадки (КОСП), эскизное проектирование которой проведено в ИКИ РАН.

Ключевые слова: автономная оптическая навигация, навигация по горизонту, навигация по контрольным точкам, посадка на Луну, выбор места посадки

Одобрена к печати: 14.02.2017

DOI: 10.21046/2070-7401-2017-14-2-24-35

Введение

Основными задачами миссий «Луна-Глоб», «Луна-Ресурс» и следующих за ними лунных миссий является исследование полярных районов Луны с посадочных аппаратов. Надежность и эффективность системы управления космического аппарата (КА) на всех этапах этих миссий можно повысить путем использования системы автономной оптической навигации в дополнение к традиционным наземным и бортовым навигационным системам.

На окололунных орбитах указанных миссий – круговой с высотой ~ 100 км и предпосадочной эллиптической, на которой высота КА изменяется от ~ 100 км до ~ 20 км, автономная оптическая навигация может дополнять траекторные измерения, выполняемые наземными радиотехническими системами, повысить точность и оперативность определения параметров орбиты, а на предпосадочной орбите – также уточнить момент начала торможения.

На этапе основного торможения, когда КА летит вдоль поверхности Луны к району посадки, постепенно снижаясь от ~ 20 до ~ 2 км, точность априорного прогноза траектории КА ухудшается от нескольких сотен метров в начале торможения до нескольких десятков километров в конце торможения, что заставляет выбирать для посадки максимально ровные районы размером в десятки километров. Повысить точность вывода КА в район посадки, уменьшить его размеры до сотен метров и обеспечить возможность посадки в районах,

представляющих бóльший научный интерес, можно только за счет автономной оптической навигации по ориентирам на поверхности Луны.

После выхода КА в заданный район и начала вертикального спуска с высоты ~ 2 км задачей автономной оптической навигации может быть выбор наиболее безопасного места посадки и контроль боковой скорости КА вплоть до момента касания. Для решения этой задачи система оптической навигации должна взаимодействовать с другими приборами управления посадкой – инерциальными датчиками, лазерными высотомерами и в перспективе – со сканирующими лидарами.

В работе анализируются требования к навигационной камере для решения указанных задач, определяются ее ориентировочные характеристики и приводится пример ее реализации. Навигационная камера должна работать в комплексе с приборами определения ориентации КА (звездными и инерциальными датчиками).

Автономная оптическая навигация на окололунных орбитах и на этапе основного торможения

Для начального определения положения КА на окололунной орбите может использоваться как априорная орбитальная информация, так и навигация по горизонту, позволяющая сделать систему оптической навигации полностью автономной. Навигация по горизонту основана на детектировании дуги горизонта на изображении, получаемом навигационной камерой, аппроксимации пучка векторов направлений на точки горизонта эллиптическим конусом и оценки по нему направления на КА и его высоты (Жуков и др., 2015).

Для реализации навигации по горизонту навигационная камера должна захватывать всю или бóльшую часть дуги горизонта. Поскольку на орбитах высотой от 100 км до 20 км угловой размер Луны составляет 140° – 160° , для навигации по горизонту должна использоваться сверширокоугольная навигационная камера (СШНК) с полем зрения $\sim 180^\circ$. Разрешение такой камеры на горизонте должно быть не хуже среднеквадратического отклонения высот поверхности Луны, которое составляет ~ 2 км. Для этого достаточно использовать в камере матричное фотоприемное устройство (ФПУ) размером 2000×2000 пикс., что обеспечит с указанных высот разрешение на горизонте 0,4–0,9 км.

Для оценки точности навигации по горизонту Луны проводилось моделирование изображений СШНК с использованием топографической модели Луны LOLA256P (http://imbrium.mit.edu/BROWSE/LOLA_GDR/CYLINDRICAL.html), фотометрической модели отражения лунного грунта Хапке (Hapke, 1993) и распределения параметров модели Хапке по поверхности Луны из работы (Sato et al., 2014). В качестве иллюстрации на *рис. 1* показаны модельные снимки СШНК, получаемые с высоты 100 км на разных широтах при движении КА по меридиану 45° в.д. на юг к предполагаемому району посадки КА «Луна-Глоб». В соответствии со сценарием миссии, предусматривающем выход на окололунную орбиту и посадку в утренние часы, угол между плоскостью орбиты и плоскостью терминатора за-

давался равным 10° . При этом высота Солнца в подспутниковой точке уменьшается от 10° на экваторе до $3,4^\circ$ на 70° ю.ш.

Результаты оценки положения КА по детектированной дуге горизонта приведены в табл. 1. Несмотря на сильное затенение, особенно в околополярных районах, снижающее точность навигации по горизонту, ошибки определения координат подспутниковой точки не превышали 7,3 км, а высоты КА – 3,6 км.

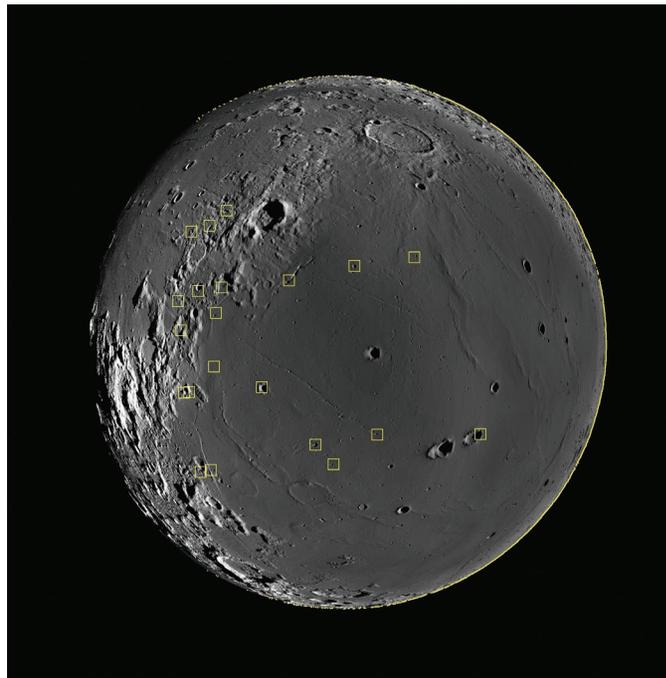
Таблица 1. Ошибки навигации по горизонту и по контрольным точкам (КТ) с высоты 100 км на меридиане 45° в.д. при угле 10° между плоскостью орбиты и плоскостью терминатора (цифры в скобках – число детектированных КТ)

Широта, град.	Высота Солнца, град.	Метод навигации	Ошибки определения положения КА, м		
			по долготе	по широте	по высоте
0	10	по горизонту	320	2500	690
		по КТ (21)	36	10	97
25	9,1	по горизонту	2610	4460	160
		по КТ (51)	21	0,7	67
50	6,4	по горизонту	7290	1850	3580
		по КТ (58)	87	21	59
70	3,4	по горизонту	2030	3610	1690
		по КТ (27)	297	70	-66

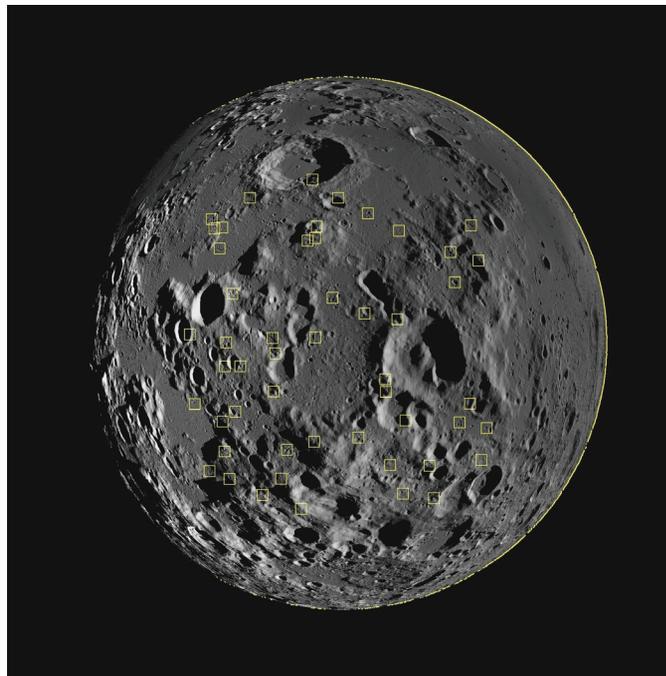
При уменьшении высоты КА точность навигации по горизонту ухудшается из-за влияния рельефа. Аналогичное моделирование показало, что на высоте 50 км максимальные ошибки определения координат подспутниковой точки увеличиваются до ~ 10 км, а при дальнейшем уменьшении высоты резко возрастают. Повысить точность навигации по горизонту на более низких орбитах можно путем сопоставления линии горизонта на изображении с рассчитанной по топографической модели Луны. Однако эта задача значительно более трудоемка в вычислительном отношении – проще увеличить область поиска при навигации по контрольным точкам (КТ).

Навигация по КТ сводится к определению положения КА по распознанным на изображении КТ, привязанным к селенографической системе координат. Для того чтобы иметь возможность это сделать по отдельным изображениям, необходимо идентифицировать на них не менее двух КТ (при условии независимых измерений ориентации КА). При идентификации на изображении одной КТ определяется направление на нее, которое может также использоваться для уточнения орбиты после накопления измерений в баллистическом фильтре.

Для априорной оценки точности навигации по КТ предположим, что число распознанных на изображении КТ N изменяется от 2 до 9 и что КТ находятся в центре одного из 3×3 квадратов, на которые разбито изображение. Для этого случая отношение среднеквадратической ошибки (СКО) оценки координат КА по одному изображению к СКО



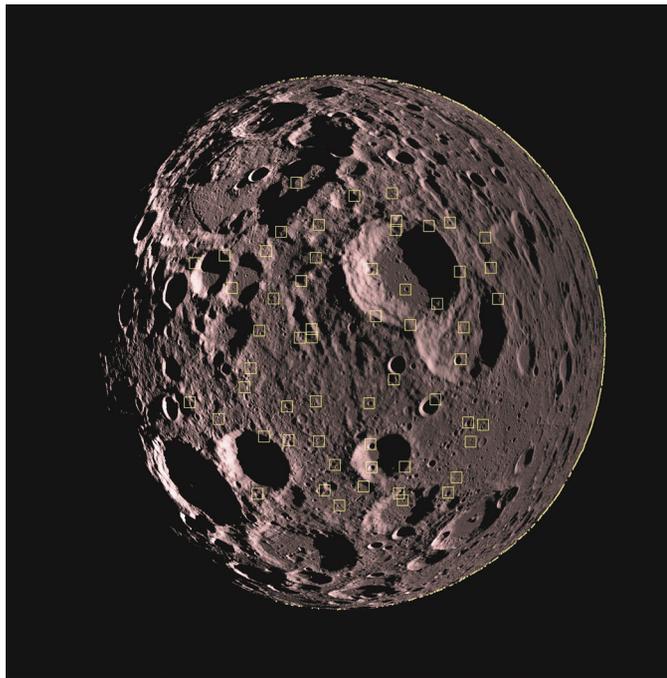
а)



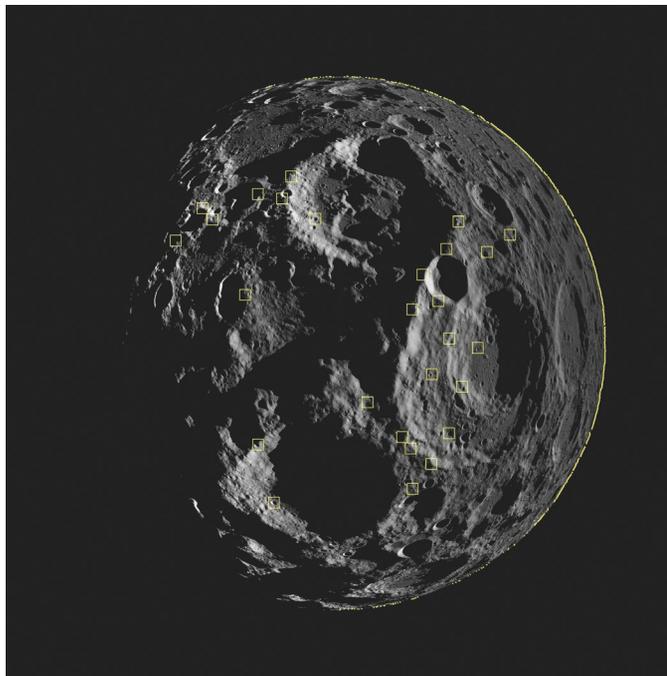
б)

Рис. 1. Модельные изображения Луны, получаемые СШНК с полем зрения 180° с высоты 100 км на меридиане 45° в.д. и широтах 0° ю.ш. (а) и 25° ю.ш. (б); детектированные дуги горизонта и контрольные точки показаны желтым цветом

координат КТ σ показано на рис. 2. Здесь σ учитывает как ошибки географической привязки КТ, так и разрешение камеры. Предполагается, что ошибки в координатах КТ для разных КТ статистически независимы. В этом случае ошибки оценки горизонтальных координат КА всегда меньше σ , слабо зависят от поля зрения камеры и убывают как $1/\sqrt{N}$. Ошибки оценки высоты КА также убывают как $1/\sqrt{N}$, однако быстро возрастают при уменьшении поля зрения камеры. Например, для того чтобы при использовании 2–4 КТ они не превышали σ , поле обзора камеры должно составлять $60\text{--}90^\circ$. Учитывая также возможность больших (до 45°) отклонений ориентации КА от местной вертикали, оптималь-



в)



г)

Рис. 1 (продолжение). Модельные изображения Луны, получаемые СШНК с полем зрения 180° с высоты 100 км на меридиане 45° в.д. и широтах 50° ю.ш. (в) и 75° ю.ш. (г); детектированные дуги горизонта и контрольные точки показаны желтым цветом

ным решением и в этом случае будет использование СШНК с полем зрения $\sim 180^\circ$ и динамический выбор фрагмента изображения с полем обзора $\pm 45^\circ$ около направления местной вертикали, которое может определяться по тому же изображению по результатам детектирования горизонта.

Поскольку текстура изображений Луны определяется прежде всего ее рельефом (за исключением случая малых фазовых углов), изображение КТ существенно зависит от направлений освещения и наблюдения. Вследствие этого в базе данных КТ Луны необходимо хранить не их изображения, а 3-мерные модели их рельефа и для прогнозируемых

направлений освещения и наблюдения рассчитывать эталонные изображения КТ. Базу КТ на поверхности Луны можно построить, используя топографические модели ее поверхности. Для глобальной орбитальной навигации подходит имеющаяся в настоящее время модель LOLA256P с горизонтальным разрешением 118 м (http://imbrium.mit.edu/BROWSE/LOLA_GDR/CYLINDRICAL.html). СШНК с ФПУ 2000×2000 пикс. уже на высоте 100 км обеспечит сопоставимое разрешение 150 м.

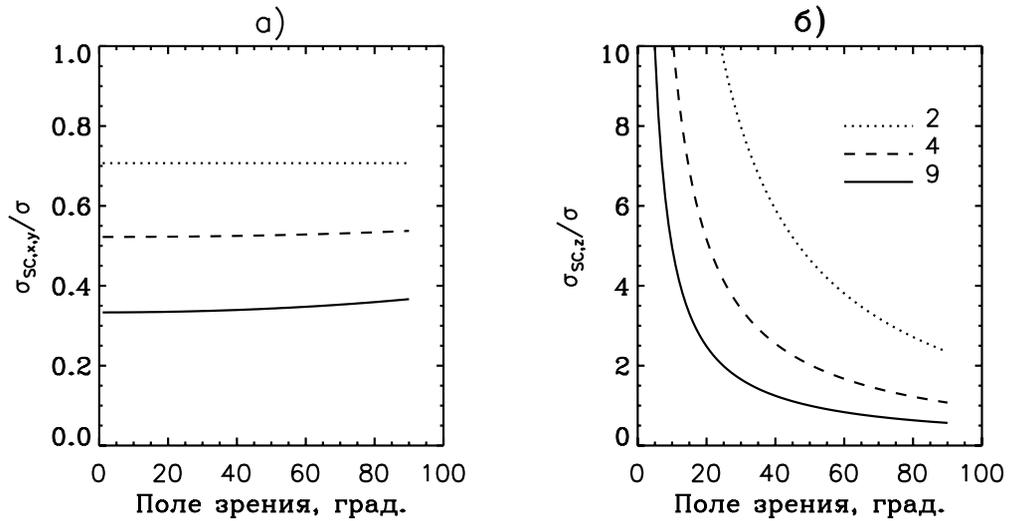


Рис. 2. Среднеквадратические ошибки оценок горизонтальных (а) и вертикальной (б) координат КА в зависимости от поля зрения камеры и числа распознанных КТ (цифры у кривых) по отношению к ошибке координат КТ

Для сокращения времени обработки изображения и уменьшения вероятности ошибок в установлении соответствия КТ важное значение имеет ограничение области их поиска на изображении. При использовании на начальном этапе результатов навигации по горизонту область поиска может составлять $\pm(10 \dots 20)$ км. По мере накопления измерений и уточнения орбиты размер области поиска может быть уменьшен до сотен метров. Для сокращения времени обработки при большой области поиска используется иерархический поиск, когда КТ ищется сначала по загрубленному изображению, а потом ее положение уточняется по исходному.

Примеры детектирования априорно выделенных КТ на модельных изображениях Луны показаны на рис. 1 для тех же изображений, которые были использованы выше для моделирования навигации по горизонту. Ошибки определения координат КА в большинстве случаев не превышали 100 м, за исключением случая съемки при высоте Солнца $3,4^\circ$, когда в условиях сильного затенения ошибка достигала ~ 300 м.

На этапе основного торможения при снижении КА с 20 км до 2 км поле обзора поверхности будет уменьшаться от 40 км до 4 км (в угле $\pm 45^\circ$ около направления в надир), а разрешение СШНК – улучшаться от 30 м до 3 м в варианте ФПУ размером 2000×2000 пикс. Поэтому для навигации по КТ на всем этапе основного торможения необходимо создание сети КТ с разрешением не хуже 5–10 м. Создание требуемых для этого

топографических моделей высокого разрешения на участки подлета к потенциальным районам посадки лунных миссий является приоритетной задачей стереосъемок Луны с орбитального КА «Луна-Ресурс-1 ОА».

При невозможности навигации по КТ на малых высотах необходимо переходить на относительную навигацию. В этом случае навигация осуществляется по смещению на последовательно получаемых изображениях «относительных» ориентиров, т.е. ориентиров, определяемых по самому изображению и априорно не привязанных к селенографической системе координат. Такие ориентиры могут выбираться на изображениях, например, с помощью детекторов углов (Визильтер и др., 2010).

В отличие от случая абсолютной навигации ошибки прогноза положения КА на каждом шаге относительной навигации накапливаются. Точность относительной навигации особенно сильно зависит от величины интервала углов, под которыми ориентиры наблюдаются на последовательных изображениях. Учитывая также возможные отклонения камеры на угол до 45° от гравитационной вертикали, оптимальным решением и в этом случае будет использование СШНК с полем зрения $\sim 180^\circ$.

Автономная оптическая навигация на этапе вертикального спуска

На этапе вертикального спуска относительную навигацию для оценки высоты использовать нецелесообразно, т.к. ошибки измерений высоты будут накапливаться и достигать максимума на самом важном участке – при приближении к поверхности. Для этого необходимо использовать измерения лазерных высотомеров, а относительная навигация по измерениям СШНК может их органически дополнить измерениями боковой скорости, к которым высотомеры менее чувствительны.

Если относительное горизонтальное смещение ориентиров на изображении измеряется с точностью $\sigma \sim 1$ пикс., то ошибки оценки горизонтальных смещений КА можно оценить как $D\sigma/\sqrt{N}$, где D – линейное разрешение на поверхности, N – число использованных ориентиров. Поскольку линейное разрешение СШНК будет улучшаться с высотой от единиц метров в начале вертикального спуска до единиц сантиметров в его конце, точность измерения боковой скорости будет улучшаться от единиц м/с в начале спуска до единиц см/с вблизи поверхности. Для того чтобы на малых высотах, где угловая скорость смещения ориентиров в поле зрения камеры увеличивается, ориентиры, выбранные на предыдущем изображении, не выходили за край следующего изображения, оптимальным и в этом случае является использование СШНК с полем зрения $\sim 180^\circ$ с и динамическим выбором поля обзора $\pm 45^\circ$ около местной вертикали.

Альтернативный способ измерений высоты – стереоизмерения – требует использования двух посадочных камер и может обеспечить достаточную точность лишь на высотах менее ~ 100 м вследствие нестабильности взаимной ориентации таких камер в условиях вибрации при работе тормозных двигателей.

Важной функцией СШНК может быть построение карты риска и выбор по ней наиболее безопасной площадки для посадки КА. Безопасной считается площадка с общим наклоном менее 20° на базе ~ 3 м (расстояние между опорами КА) без камней и других неровностей рельефа высотой более $\sim 0,2$ м, на которые может опереться днище КА.

Карта риска, построенная по оптическим изображениям, может дополнять и резервировать карту, построенную по данным лидарного сканирования. Достоинствами оптического метода по сравнению с лидарным являются простота реализации, относительно небольшие вычислительных затраты, отсутствие необходимости в стабилизации снижения КА и возможность идентификации затененных районов, которые следует избегать при посадке. Поскольку в реальном времени построение детальной трехмерной модели поверхности является чрезвычайно трудоемкой задачей и, кроме того, точности стерео-измерений на высотах более ~ 100 м не достаточно для этой цели, для построения карты риска может быть использован фотометрический метод, разработанный для проекта «Фобос-Грунт» (Жуков, Жуков, 2011). В этом случае изображение анализируется в движущемся окне и в качестве критерия риска используется дисперсия яркости изображения в окне с дополнительным учетом наличия теней и близости крупных яркостных неоднородностей поверхности.

Недостаток данного метода – его нечувствительность возможным большим наклонам поверхности на базе, превышающей размеры анализирующего окна, что может иметь место на склонах больших кратеров. Хотя район посадки обычно выбирается так, чтобы большие кратеры и другие большие неровности рельефа в нем отсутствовали, тем не менее анализировать структуру поверхности следует с момента начала вертикального спуска, выбирая вначале большой размер окна, например, ~ 1 км, что позволяет надежно детектировать кратеры указанного размера. Далее, изображение анализируется в пределах наиболее безопасного окна, выбранного на предыдущем шаге, с уменьшением размера окна с высотой так, чтобы на высоте принятия окончательного решения размер окна равнялся требуемому размеру посадочной площадки (10–20 м). Для уменьшения влияния мелких неоднородностей на дисперсию яркости изображений проводится сглаживание изображений, причем коэффициент сглаживания постепенно уменьшается с высотой. На высоте принятия решения сглаживания не проводится.

СШНК с полем зрения $\sim 180^\circ$ позволит реализовать на этапе вертикального спуска максимально большой обзор поверхности с учетом отклонений ориентации КА от вертикали. Камни высотой 0,2 м обычно имеют не меньший размер по горизонтали. Диаметр кратера, приводящего к выступам поверхности величиной 0,2 м, обычно составляет не менее 2 м, а приводящего к наклонам более 20° на базе 3 м – не менее 5 м (Жуков, Жуков, 2011). Кроме того, в условиях посадки в полярных районах при малой высоте Солнца неровности поверхности имеют высокий контраст и длинные тени. Поэтому для того чтобы опасные неровности высотой $\geq 0,2$ м отображались на изображении, достаточно горизонтального разрешения 0,1–0,2 м. При использовании ФПУ 2000×2000 пикс. они могут быть распознаны на изображениях СШНК, полученных на высоте 65–130 м. Увеличение разре-

шения СШНК в 2 раза за счет использования ФПУ большего размера позволит увеличить высоту выбора безопасной площадки до 130–260 м.

Пример выбора безопасного места посадки на последовательности изображений Луны показан на *рис. 3*. Для этого использовались изображения места посадки КА Apollo 11, полученные камерой LROC/NAC в миссии Luna Reconnaissance Orbiter с разрешением 0,52 м, которые последовательно заглублялись в 2 раза для моделирования изображений, получаемых с разных высот. Можно сделать вывод об адекватном выборе наиболее безопасной площадки на всей последовательности изображений.

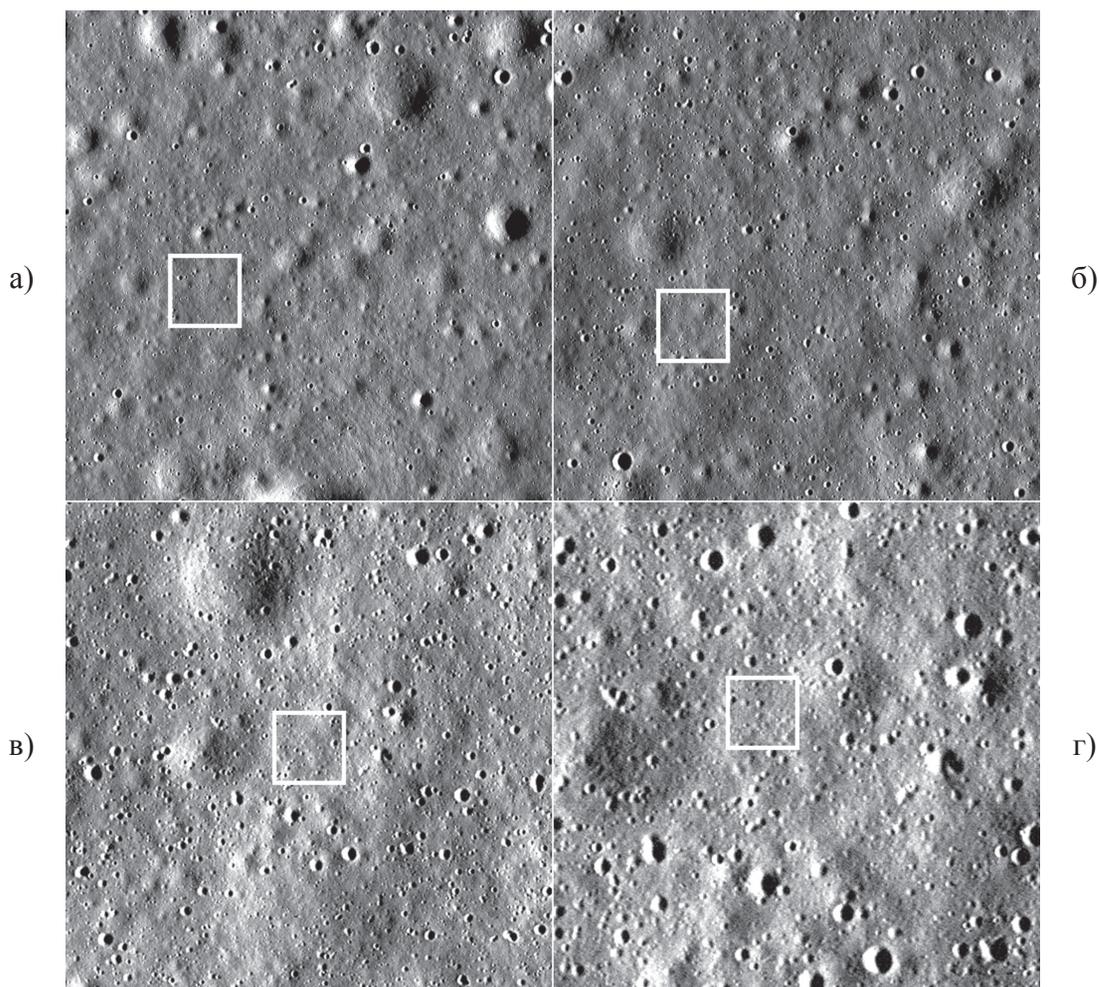


Рис. 3. Выбор наиболее безопасного места посадки на последовательности изображений лунной поверхности с разрешением: а – 4,16 м; б – 2,08 м; в – 1,04 м; г – 0,52 м; исходные изображения получены LROC/NAC с разрешением 0,52 м

Вариант реализации сверхширокоугольной камеры

Для определения варианта реализации сверхширокоугольной навигационной камеры в ИКИ РАН проведено эскизное проектирование прибора под названием «Камера обзора системы посадки (КОСП)» для лунной посадочной миссии «Луна-Ресурс». На *рис. 4* представлен общий вид КОСП, а в *табл. 2* – ее основные характеристики.

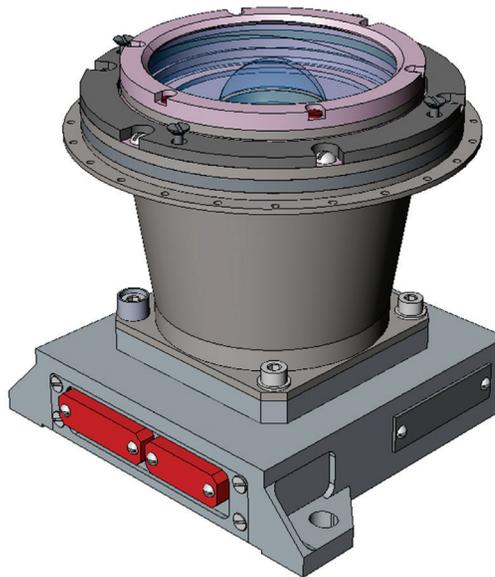


Рис. 4. Общий вид КОСП

Таблица 2. Основные характеристики КОСП

<i>Параметр</i>	<i>Значение</i>
Фокусное расстояние f , мм	3,5
Относительное отверстие $l:n$	1:2,5
Спектральная зона, мкм	0,55–0,85
Поле зрения, град	180
Размер кадра, пикс.	2048×2048
Угл. разрешение, угл. мин	5,3
Разрешение на горизонте, м: H = 100 км H = 20 км	920 410
Разрешение на поверхности, м: H = 100 км H = 20 км H = 2 км H = 10 м	153 30 3,0 0,02
Масса, кг	0,6
Энергопотребление, Вт	2

В камере КОСП применен объектив типа «рыбий глаз» (fisheye), который решает задачу формирования двумерного оптического изображения передней полусферы, наблюдаемой в пределах углового поля зрения $\pm 90^\circ$. На рис. 5а приведена оптическая схема объектива, показывающая ход лучей. В отличие от идеального объектива, осуществляющего центральную проекцию, в объективе «рыбий глаз» в каждую точку изображения собираются лучи не со всей площади входного зрачка, а с его небольшого участка, разного для разных точек изображения. В данном объективе эффективный размер участка сбора лучей составляет $f/n \approx 1,4$ мм, где f – фокусное расстояние объектива, n – знаменатель относительного отверстия, при том что полный размер входного зрачка примерно равен 7 см.

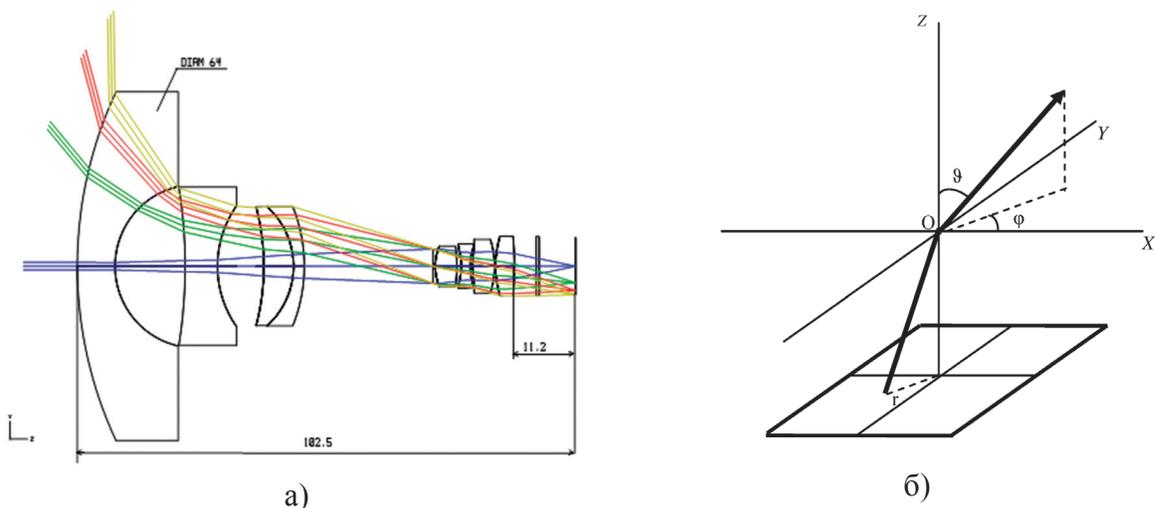


Рис. 5. Оптическая схема объектива (а) и схема, поясняющая его проекционную функцию (б)

За счет выбора характеристик преломляющих элементов объектива можно в определенных пределах выбирать его проекционную функцию, связывающую угол наблюдения объекта ϑ , отсчитываемый от оптической оси объектива, с линейным расстоянием его изображения от главной точки кадра r (рис. 5б). С целью оптимизации соотношения качества изображения, величины дисторсии и массо-габаритных свойств для объектива была выбрана так называемая оптическая схема «f-theta», особенностью которой является линейная проекционная функция $r = f \vartheta$. Изображение, формируемое такой оптической системой, имеет хорошо известную азимутальную равнопромежуточную проекцию, которая легко описывается математически и упрощает алгоритмы расчета угловых координат наблюдаемых объектов. Для сравнения, для идеального объектива проекционная функция равна $r = f \operatorname{tg} \vartheta$. Поэтому изображение, получаемое объективом «рыбий глаз», совпадает с изображением, получаемым идеальным объективом с тем же фокусным расстоянием, только в центре кадра.

В качестве ФПУ используется КМОП-матрица CMV4000 размером 2048×2048 пикс. с размером элемента 5,5 мкм.

Предусмотрено использование двух идентичных камер – орбитальной, ориентированной перпендикулярно продольной оси КА, так чтобы ее оптическая ось была направлена в сторону Луны на окололунных орбитах и на участке основного торможения, и посадочной, ориентированной вниз вдоль оси КА, для работы на этапе вертикального спуска.

Заключение

Автономная оптическая навигация позволяет улучшить точность определения орбит окололунных КА, радикально уменьшить ошибки приведения КА к району посадки и выбрать безопасное место посадки. Для реализации этих задач оптимальным является использование сверхширокоугольных навигационных камер с полем зрения $\sim 180^\circ$. В качестве примера реализации такой камеры рассматривается Камера обзора системы посадки (КОСП), эскизное проектирование которой проведено для миссии «Луна-Ресурс».

Литература

1. 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.
2. Жуков Б.С., Жуков С.Б. Алгоритм автономного выбора места посадки КА «Фобос-Грунт» по телевизионным изображениям // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2011. Т. 8. №2. С. 281–288.
3. 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.
4. Hapke B. *Theory of Reflectance and Emittance Spectroscopy*. Cambridge Univ. Press: New York, 1993. 455 p.
5. Sato H., Robinson M.S., Hapke B., Denevi B.W., Boyd A.K. Resolved Hapke parameter maps of the Moon // *J. Geophys. Res.: Planets*. 2014. Vol. 119. Issue 8. P. 1775–1805.

Autonomous optical navigation at lunar orbits and during landing on the Moon using an extra wide angle camera

B.S. Zhukov, I.V. Polyansky, S.B. Zhukov

Space Research Institute RAS, Moscow 117997, Russia

E-mail: bzhukov@iki.rssi.ru

Autonomous optical navigation at lunar orbits and during landing on the Moon can be performed using an extra wide angle camera with field of view of $\sim 180^\circ$ in combination with spacecraft attitude measurements by star and inertial sensors. This would enable:

- initial spacecraft position estimation at lunar orbits using horizon observations that would make a priori orbit forecast unnecessary,
- absolute navigation using reference points at lunar orbits and during the first phase of the main braking that would provide spacecraft position estimation accuracy better than 100 m,
- relative navigation by measuring displacements of features in consecutive images at lower altitudes during the main braking,
- spacecraft horizontal velocity estimation, risk mapping and landing site selection during the final landing stage of vertical descent.

As an example of an extra wide angle camera for autonomous optical navigation, Landing System Survey Camera (KOSP) for Luna-Resurs mission is described, with phase A design completed at IKI RAS.

Keywords: autonomous optical navigation, horizon navigation, reference points navigation, landing on the Moon, landing site selection

Accepted: 14.02.2017

DOI: 10.21046/2070-7401-2017-14-2-24-35

References

1. Vizil'ter Yu.V., Zheltov S.Yu., Bondarenko A.V., Osokov M.V., Morzhin A.V., *Obrabotka i analiz izobrazhenii v zadachakh mashinnogo zreniya* (Image processing and analysis in problems of technical vision), Moscow: Fizmatgiz, 2010, 672 p.
2. Zhukov B.S., Zhukov C.B., *Algoritm avtonomnogo vybora mesta posadki KA "Fobos-Grunt" po televizionnym izobrazheniyam* (Algorithm for autonomous landing site selection of the Phobos-Grunt spacecraft), *Sovremennye problemy distantsionnogo zondirovaniya Zemli iz kosmosa*, 2011, Vol. 8, No. 2, pp. 281–288.
3. Zhukov B.S., Zhukov S.B., A.A. Forsh, *Vozmozhnosti navigatsionnykh izmerenii po limbu Zemli v vidimom i blizhnem IK diapazone* (Potential of Earth limb navigation measurements in the visible and near-IR spectral range), *Sovremennye problemy distantsionnogo zondirovaniya Zemli iz kosmosa*, 2015, Vol. 12, No. 2, pp. 61–76.
4. Hapke B., *Theory of Reflectance and Emittance Spectroscopy*, Cambridge Univ. Press: New York, 1993, 455 p.
5. Sato H., Robinson M.S., Hapke B., Denevi B.W., Boyd A.K., *Resolved Hapke parameter maps of the Moon*, *J. Geophys. Res.: Planets*, 2014, Vol. 119, Issue 8, pp. 1775–1805.