## Моделирование оптических навигационных измерений при вертикальном спуске на поверхность Луны

Б. С. Жуков<sup>1</sup>, В. А. Гришин<sup>1</sup>, С. Б. Жуков<sup>1</sup>, Т. В. Кондратьева<sup>1</sup>, А. Г. Тучин<sup>2</sup>, В. С. Ярошевский<sup>2</sup>

<sup>1</sup> Институт космических исследований РАН, Москва, 117997, Россия E-mail: bzhukov@iki.rssi.ru

<sup>2</sup> Институт прикладной математики им. М. В. Келдыша РАН Москва, 125047, Россия E-mail: tag@kiam1.rssi.ru

Проведено моделирование автономных оптических навигационных измерений на заключительном этапе посадки на лунную поверхность, когда после выхода в район посадки космический аппарат (КА) осуществляет вертикальный спуск с высоты ~2 км. С этой целью на типичной траектории вертикального спуска с интервалом 1 с моделировались изображения Луны, получаемые навигационной камерой, с разрешением, которое улучшалось по мере снижения от 1 м до 2 см. Основными задачами оптической навигации на этом этапе могут быть построение карты риска и выбор по ней наиболее безопасного места посадки, а также измерения горизонтальной скорости КА. Точность измерения высоты и вертикальной скорости оптическими методами недостаточна. Для построения карты риска предлагается использовать фотометрический метод, основанный на анализе яркостной неоднородности изображения, которая связана со сложностью рельефа поверхности. Достоинствами метода являются простота, быстрота обработки изображений, возможность идентифицировать затенённые участки и отсутствие существенных требований к стабилизации ориентации и скорости КА. Фотометрический метод может резервировать и дополнять карту риска, получаемую методом лазерного сканирования. Горизонтальная скорость КА может быть оценена по смещению ориентиров на последовательных изображениях с использованием независимых измерений высоты, выполняемых радиовысотомером. Ошибки измерения компонент горизонтальной скорости уменьшались от ~1 м/с на высотах более 1000 м до ~10 см/с на высоте 100 м и до ~1 см/с на высотах ниже 20 м. Данный метод может дополнять допплеровские измерения горизонтальной скорости на малых высотах.

Ключевые слова: автономная оптическая навигация, посадка на Луну, измерение горизонтальной скорости, карта риска, выбор безопасного места посадки

Одобрена к печати: 02.11.2018 DOI: 10.21046/2070-7401-2018-15-6-169-179

#### Введение

Важным направлением космических исследований является изучение тел Солнечной системы с использованием автоматических посадочных аппаратов. В ближайшие годы планируются миссии «Луна-25» и «Луна-27», предусматривающие посадку космического аппарата (КА) в приполярные районы Луны. До сих пор все автоматические КА садились «вслепую», не оценивая в реальном времени безопасность места посадки. Хотя с целью минимизации риска для посадки выбираются наиболее ровные районы, всё же они всегда содержат представляющие опасность для КА валуны, кратеры и другие неровности рельефа. Поэтому после выхода КА в район посадки стоит задача выбора безопасного посадки и приведения к нему КА с контролем высоты и скорости. Вследствие малого времени посадки эти операции должны осуществляться автоматически без контроля с Земли.

Решение указанных задач предполагает использование системы автономной оптической навигации в дополнение к традиционным бортовым навигационным системам. Первая попытка создания системы, способной решать эти задачи, была сделана при разработке Телевизионной системы навигации и наблюдения (ТСНН) для миссии «Фобос-Грунт» (Аванесов и др., 2010). Дальнейшее её развитие предполагается для лунных посадочных миссий и будущих космических проектов. Моделирование оптических навигационных измерений на этапе подлёта к району посадки рассматривается в работе (Жуков и др., 2018). Задачей данной работы является моделирование оптических измерений на заключительном этапе посадки — вертикального спуска и прецизионного торможения, когда после выхода в район посадки КА разворачивается по местной вертикали и осуществляет постепенное снижение с высоты ~2 км с гашением скорости до касания с поверхностью.

Программные средства моделирования оптических навигационных измерений, разработанные в Институте космических исследований РАН, в настоящее время интегрируются в разрабатываемую в Институте прикладной математики РАН комплексную систему моделирования управления посадкой на Луну, которая на заключительном этапе посадки также включает:

- модель бесплатформенного инерциального блока (БИБ), в состав которого входят датчики угловых скоростей и акселерометры;
- модель Допплеровского измерителя скорости и дальности (ДИСД);
- модель перспективного сканирующего лидара для картирования рельефа поверхности;
- модели управления двигателями КА.

Система автономной оптической навигации может дополнять и резервировать выбор безопасного места посадки, осуществляемый сканирующим лидаром, а также измерения горизонтальной скорости, выполняемые ДИСД. Данная работа посвящена результатам компьютерного моделирования этих функций. С другой стороны, как показывают оценки, оптические измерения высоты и вертикальной скорости не обеспечивают необходимой точности в реальных условиях вертикального спуска.

### Фотометрический метод построения карты риска

Безопасной для посадки КА считается площадка, на которой отсутствуют неровности рельефа высотой более 30 см и наклоном более 15° на базе 3 м (расстояние между опорами КА).

На этапе вертикального спуска в миссии «Луна-27» предусмотрена возможность выполнения двух боковых манёвров для уклонения от неровностей и приведения КА к безопасной площадке. Первый манёвр планируется на высоте 500 м для приведения к максимально ровной площадке размером не менее  $20 \times 20$  м, удалённой от текущего положения КА не более чем на 100 м. Второй манёвр предусмотрен на высоте 150 м для приведения к максимально ровной площадке размером не менее  $5 \times 5$  м, удалённой от текущего положения КА не более чем на 10 м.

В качестве основного прибора для выбора безопасной площадки рассматривается сканирующий лидар, который позволяет восстановить трёхмерную модель поверхности и выбрать по ней наиболее подходящую для посадки площадку. Однако процесс лазерного сканирования поверхности и обработки информации — относительно длительный (~10 с) и требует стабилизации ориентации КА и его скорости.

В бортовом программном обеспечении ТСНН был реализован фотометрический метод выбора наиболее безопасной площадки (Жуков, Жуков, 2011). Этот метод оценивает неровность рельефа по неоднородности яркости его изображения и наиболее чувствителен к неровностям поверхности как раз при малой высоте Солнца, которая и будет реализовываться при посадке в приполярных районах Луны. Хотя данный метод является косвенным и менее точен, чем прямой метод лазерного сканирования, его достоинствами являются простота реализации на существующих камерах, быстрота обработки информации (~0,1 с), отсутствие необходимости в стабилизации КА (что позволяет оперативно применять его во внештатных ситуациях), а также возможность идентифицировать затенённые участки. Поэтому фотометрический метод может рассматриваться как дополнение/резервирование метода лазерного сканирования.

Алгоритм построения карты риска фотометрическим методом, разработанный для TCHH, требует лишь незначительной модификации для применения в лунных миссиях. Изображение величиной  $N_x \times N_y$  анализируется в движущемся окне, размер которого W в пикселях соответствует требуемому размеру посадочной площадки L в метрах:  $W = L/(\delta H)$ , где H — высота,  $\delta$  — угловое разрешение камеры в радианах. Критерий риска строится на основе относительной дисперсии яркости изображения в окне  $D_{\text{отн}} = D/M^2$ , где D и M — дисперсия и среднее значение яркости в окне. Хотя размер окна выбран так, чтобы он соответствовал безопасному размеру площадки, для дополнительного обеспечения безопасности в критерии риска с весом 0,2 учитывается также «наихудшее» (т.е. имеющее максимальную относительную дисперсию  $D_{\text{отн, макс}}$ ) из соседних окон, для того чтобы выбранная площадка не граничила с крупными неровностями поверхности. В результате используемый критерий риска имеет вид:

$$risk = 1000(0, 8D_{\text{OTH}} + 0, 2D_{\text{OTH MAKC}}),$$

где коэффициент 1000 экспериментально подобран так, чтобы для реальных изображений градации значений карты риска в основном лежали в интервале от 0 до 255. Затенённые окна получают максимальное значение критерия риска 255.

С целью обеспечения наиболее точного выбора места посадки окна анализируются с перекрытием, так чтобы отношение k = W/s, где s — шаг сдвига окна, было целым. Для того чтобы перекрытие окон не приводило к существенному увеличению времени вычислений, каждое изображение разбивается на ячейки размера s, рассчитываются их дисперсия d и среднее значение яркости m, а затем эти параметры используются для расчёта дисперсии и средней яркости окон:

$$M = \sum_{(i,j)\in W} m(i,j)/k^2,$$
$$D = \sum_{(i,j)\in W} \frac{d(i,j) + (m(i,j) - M)^2}{k^2}$$

где суммирование проводится по ячейкам (i, j), входящим в окно. Окна, средняя яркость которых ниже заданного порога, считаются затенёнными.

Удобно использовать фиксированный шаг сдвига *s*, что обеспечивает постоянный размер карты риска  $N_{map,x} \times N_{map,y}$ , где  $N_{map,x} = N_x/s$ ,  $N_{map,y} = N_y/s$ , а также увеличение степени перекрытия окон при снижении. При моделировании в данной работе принималось *s* = 5 пикселей, что при рассмотренных ниже характеристиках навигационной камеры обеспечивает перекрытие окон ~90 % на обеих высотах принятия решения о боковом манёвре.

Основной недостаток данного метода — его нечувствительность к общему наклону поверхности в пределах окна. В частности, может быть выбрано однородное окно, попадающее на ровный склон большого кратера, имеющий недопустимый наклон. Однако для того чтобы на склоне кратера имелась ровная площадка размером 20 м, диаметр кратера должен быть не менее 100 м. Отсутствие кратеров такого размера в районе посадки обеспечивается его предварительным выбором.

Используя карту риска, можно сравнить значение критерия риска в расчётном и оптимальном местах посадки и принять решение о необходимости бокового манёвра КА.

#### Метод измерения горизонтальной скорости

Оценка горизонтальной скорости может проводиться по смещению относительных (т.е. картографически не привязанных) ориентиров на двух последовательных изображениях при использовании независимых измерений высоты, выполняемых ДИСД. При этом дополнительно используются измерения ориентации КА, производимые БИБ, на основании которых вычисляется матрица перехода  $T_{BCK}^{ЛCK}$  из внутренней системы координат (BCK) навигационной камеры в локальную систему координат (ЛСК) района посадки на момент получения каждого изображения.

Проекция радиус-вектора KA на горизонтальную плоскость в ЛСК  $\mathbf{q}_{SC} = (x_{SC}, y_{SC})$  связана с проекцией радиус-вектора *i*-го ориентира  $\mathbf{q}_i = (x_i, y_i)$  соотношением (*puc. 1*):

$$\mathbf{q}_i = \mathbf{q}_{SC} - \mathbf{c}_i H,$$

где *H* — высота KA;  $\mathbf{c}_i = (e_{i,x}/e_{i,z}, e_{i,y}/e_{i,z})$ ,  $\mathbf{e}_i = (e_{i,x}, e_{i,y}, e_{i,z})$  — вектор в направлении наблюдения ориентира с KA в ЛСК; знак «–» связан с тем, что  $e_{i,z} < 0$ .

Тогда по наблюдению N ориентиров на двух последовательных изображениях, полученных в моменты времени  $t_1$  и  $t_2$ , можно оценить горизонтальное смещение КА:

$$\Delta \mathbf{q}_{SC} = \mathbf{q}_{SC,2} - \mathbf{q}_{SC,1} = \frac{1}{N} \sum_{i} (\mathbf{c}_{i,2} H_2 - \mathbf{c}_{i,1} H_1), \tag{1}$$

а по нему — среднюю горизонтальную скорость КА на интервале  $(t_1, t_2)$ :  $\mathbf{V}_{SC} = \Delta \mathbf{q}_{SC} / (t_2 - t_1)$ .

Хотя для измерения горизонтальной скорости КА достаточно и одного ориентира, при увеличении числа ориентиров точность измерений и их надёжность существенно возрастают за счёт фильтрации ошибок и усреднения измерений. В том числе уменьшаются ошибки изза неровности поверхности, приводящие к отличию измеряемой высоты КА *H* от расстояния до ориентиров по вертикали. Дополнительный вклад в ошибку измерения горизонтальной скорости вносит ошибка измерения высоты ДИСД, составляющая 1,5 %.

В алгоритме оценки горизонтального смещения и горизонтальной скорости КА используется проекционная функция камеры  $e^{BCK} = F_{cam}(u, v)$ , связывающая единичный вектор наблюдения в BCK  $e^{BCK}$  с координатами точки изображения в пикселях (u, v). Проекционная функция камеры определяется по результатам её геометрической калибровки. Обратная проекционная функция обозначается как  $(u, v) = F_{cam}^{-1}(e^{BCK})$ .

Алгоритм включает следующие операции (для первого изображения осуществляется переход к п. 7):

1. Определение области поиска ориентиров, выбранных на предыдущем изображении. Для определения центра области поиска *i*-го ориентира используется баллистический прогноз горизонтальной скорости КА  $\mathbf{V}'_{SC}$ , или, как вариант,  $\mathbf{V}'_{SC}$  считается равной горизонтальной скорости КА  $\mathbf{V}'_{SC}$ , или, как вариант,  $\mathbf{V}'_{SC}$  считается равной горизонтальной скорости КА, определённой на предыдущем цикле. Используя измерения высоты на момент получения предыдущего и текущего изображений  $H_1$  и  $H_2$ , получаем прогноз вектора  $\mathbf{c}'_{i,2} = \mathbf{c}_{i,1}H_1 - \mathbf{V}'_{SC}(t_2 - t_1)/H_2$ , по которому определяется единичный вектор направления на ориентир в ЛСК  $\mathbf{e}'_{i,2}$ . Отсюда находится центр области поиска ориентира на изображении  $(u'_{i,2}, v'_{i,2}) = F_{cam}^{-1} \left(T_{\rm JCK}^{\rm BCK} \mathbf{e}'_{i,2}\right)$ . Размер области поиска принимается равным 5-кратной ошибке прогноза.



2. Трансформация изображения ориентира. Относительными разворотами последовательных изображений ориентиров из-за колебаний ориентации КА при вертикальном спуске можно пренебречь, однако необходимо учитывать различие их масштаба, скорость изменения которого может достигать ~20 %/с (*puc. 2*, см. с. 173). Для этого преобразование эталонного изображения ориентира осуществляется путём билинейной интерполяции с коэффициентом изменения масштаба  $H_1/H_2$ .

*Рис. 1.* Геометрия измерения горизонтальной скорости КА на этапе вертикального спуска



*Рис. 2.* Характеристики модельной траектории вертикального спуска: a — зависимость высоты КА от времени;  $\delta$  — зависимость вертикальной ( $V_V$ ) и горизонтальной ( $V_H$ ) компонент скорости КА от времени;  $\epsilon$  — зависимость скорости изменения масштаба  $V_H/H$  от высоты

3. Поиск соответствия ориентиров. Для поиска соответствия ориентиров на текущем изображении проводится последовательная проверка окон, имеющих размер области определения ориентира, при сдвиге на один пиксель вдоль строк и столбцов изображения. При этом могут использоваться различные дескрипторы и критерии распознавания (Визильтер и др., 2010). В данной работе ориентиры распознаются корреляционным методом. Для сравнения, в программно-алгоритмическом обеспечении (ПАО) ТСНН в качестве дескрипторов использовались коэффициенты Адамара разложения изображения ориентира (Гришин, 2009). Окончательный выбор дескрипторов и критерия распознавания должен оптимизироваться с учётом вычислительных ограничений конкретного бортового процессора. На начальном этапе размер области поиска может быть большим, что при прямом поиске соответствия потребует больших вычислительных затрат. В этом случае целесообразно использовать иерархический поиск, когда соответствие сначала устанавливается по загрублённому изображению области поиска с использованием загрублённого изображения ориентира, а потом уточняется по изображению более высокого разрешения. Количество шагов иерархического поиска выбирается адаптивно, так чтобы на первом шаге размер области поиска не превышал, например, 16×16 пикселей. Схема иерархического поиска и его эффективность подробно обсуждаются в работе (Жуков и др., 2018). Для дополнительного ускорения вычислений используется метод интегральных изображений (Viola, Jones, 2001), позволяющий избежать повторного суммирования одних и тех же членов при смещении окна.

**4.** Фильтрация ненадёжно установленных соответствий. Для отбраковки ненадёжно установленных соответствий могут использоваться следующие тесты:

- низкие значения коэффициента корреляции, например меньше 0,8;
- (при иерархическом поиске) найденные координаты ориентира в области поиска на изображениях более низкого и более высокого разрешения отличаются больше, чем на размер пикселя изображения более низкого разрешения, что может указывать на отличие структуры ориентира на эталонном изображении и найденного окна в области поиска.

**5.** Расчёт вектора направления на ориентир. Окно с максимальным коэффициентом корреляции на исходном изображении идентифицируется как образ искомого ориентира и по координатам его центра ( $u_{i,2}, v_{i,2}$ ) рассчитывается вектор направления на ориентир в ЛСК  $\mathbf{e}_{i,2} = T_{\text{BCK}}^{\text{ЛСК}} F_{cam}(u_{i,2}, v_{i,2})$ .

**6.** Расчёт смещения и скорости КА. Вектор горизонтального смещения КА  $\Delta q_{SC}$  находится по соотношению (2), а по разбросу его оценок по отдельным ориентирам определяется век-

тор среднеквадратического отклонения его компонент  $\boldsymbol{\sigma} = (\sigma_x, \sigma_y)$ . Оценки компонент  $\boldsymbol{\sigma}$  являются независимыми. Далее отбрасываются измерения по ориентирам, для которых отклонение хотя бы одной компоненты оценки вектора смещения от среднего превышают в 3 раза соответствующую компоненту вектора  $\boldsymbol{\sigma}$ , и расчёт  $\Delta \boldsymbol{q}_{SC}$  и  $\boldsymbol{\sigma}$  повторяется. Соответствующие величины для горизонтальной скорости получаются делением на интервал времени между изображениями.

**7.** Выбор новых ориентиров. На каждом новом изображении ориентиры выбираются заново — по одному в четырёх квадратах 256×256 пикселей в центральной части изображения, где, с одной стороны, перспективные искажения изображения минимальны, а с другой имеется возможность отслеживания смещения выбранных ориентиров по всем направлениям. В настоящее время используются различные критерии селекции ориентиров, отличающиеся «качеством» ориентиров и вычислительной сложностью (Визильтер и др., 2010). Для того чтобы обеспечить максимальную чувствительность изображения ориентира к смещениям, в качестве критерия выбора ориентира в настоящей работе использовалась максимизация минимума среднеквадратической производной яркости по направлению среди всех возможных направлений, который находится как минимальное собственное значение матрицы

$$\mathbf{A} = \begin{pmatrix} \left\langle I_x^2 \right\rangle & \left\langle I_x I_y \right\rangle \\ \left\langle \left\langle I_x I_y \right\rangle & \left\langle I_y^2 \right\rangle \end{pmatrix} \end{pmatrix},$$

равное:

$$a_{\min} = 0.5 \left( \left\langle I_x^2 \right\rangle + \left\langle I_y^2 \right\rangle \right) - \sqrt{0.25 \left( \left\langle I_x^2 \right\rangle - \left\langle I_y^2 \right\rangle \right)^2 + \left\langle I_x I_y \right\rangle^2},$$

где  $I_x$  и  $I_y$  — производные яркости по направлениям строк и столбцов изображения, усреднение проводится по области определения ориентира. Аппроксимацией этого критерия является широко используемый критерий Харриса. Окончательный выбор критерия селекции ориентиров должен оптимизироваться с учётом структуры изображений лунной поверхности и вычислительных возможностей бортового процессора. При большой области поиска строится иерархическая пирамида вложенных эталонных изображений ориентира, отличающихся по разрешению в 4 раза. Для исключения повторных суммирований в перекрывающихся окнах используется метод интегральных изображений. Для центра ориентира на исходном изображении ( $u_{i,1}$ ,  $v_{i,1}$ ) вычисляется вектор направления наблюдения в ЛСК:  $\mathbf{e}_{i,1} = T_{\text{BCK}}^{\text{ЛСK}} F_{cam}(u_{i,1}, v_{i,1})$ , который будет использоваться для оценки горизонтальной скорости КА на следующем изображении.

#### Результаты моделирования

Разработанный комплекс программ моделирования оптических навигационных измерений на этапе вертикального спуска позволяет:

- моделировать последовательность изображений лунной поверхности на заданной траектории вертикального спуска с использованием топографической модели района посадки, проекционной функции камеры и угловых координат Солнца;
- строить карту риска, определять по ней значение риска в прогнозируемом месте посадки, сравнивать с критерием риска в оптимальном месте посадки и указывать направление на него (функция, моделирующая работу бортового процессора);
- выполнять измерения горизонтальной скорости по последовательности изображений (функция, моделирующая работу бортового процессора);
- тестировать и оптимизировать алгоритмы оптических навигационных измерений.

Проиллюстрируем результаты моделирования на примере этапа вертикального спуска в одном из потенциальных районов посадки будущих лунных миссий — к северу от кратера Богуславский (69,545° ю. ш., 43,544° в.д.).



б

*Рис. 3.* Окно программы моделирования оптической навигации на этапе вертикального спуска на высотах 539 м (*a*) и 158 м (*б*); оптимальное место посадки обозначено белым квадратом; цветокодированная карта риска показана в верхнем левом углу, где риск увеличивается при изменения цвета от синего в красному; ориентиры для оценки горизонтальной скорости обозначены вложенными жёлтыми квадратами в соответствии с их иерархической структурой

Использованная при моделировании траектория вертикального спуска показана на *рис. 2.* Отсчёт времени ведётся от момента окончания разворота КА по местной вертикали после выхода в район посадки, который соответствует высоте  $\sim$ 1,6 км. На первом этапе вертикального спуска происходит свободное падение КА и вертикальная скорость возрастает. Далее осуществляется прецизионное торможение с гашением как вертикальной, так и остаточной горизонтальной скорости. Дискретность по времени моделирования траектории спуска, получаемых на ней изображений и их обработки составляла 1 с.

Рассматривалась навигационная посадочная камера с фотоприёмной матрицей CMV4000 размером 4 Мпикселя, имеющая поле зрения 70° и угловое разрешение  $\delta = 0,000684$  рад. Линейное разрешение такой камеры при снижении будет улучшаться от ~1 м при H = 1,6 км до 10 см при H = 150 м и далее до 7 мм при H = 10 м. Поскольку разрешения существующей топографической модели указанного места посадки NAC\_DTM\_BOGSLWSKY1, равного 2 м, недостаточно для моделирования изображений навигационной камеры при вертикальном спуске, была сконструирована искусственная синтетическая модель места посадки путём наложения на модель NAC\_DTM\_BOGSLWSKY1 модели NAC\_DTM\_APOLLO12 места посадки KA Apollo12, сжатой в 10 раз по горизонтали и вертикали, т. е. имеющей разрешение 20 см и позволяющей адекватно моделировать изображений до высоты ~30 м на эту модель повторно накладывалась модель NAC\_DTM\_APOLLO12, сжатая в 100 раз по горизонтали и вертикали, т. е. имеющая разрешение 2 см, а на более низких высотах — сжатая в 1000 раз, т. е. имеющая разрешение 2 мм. Модели NAC\_DTM\_BOGSLWSKY1 и NAC\_DTM\_APOLLO12 доступны на сайте http://wms.lroc.asu.edu/lroc/rdr\_product\_select.

Модельные изображения строились путём нахождения точки пересечения направления наблюдения для каждого пикселя с моделью рельефа, проверки его затенения и в случае отсутствия затенения — расчёте его яркости по модели Хапке (Hapke, 1993). Яркость затенённых участков принималась равной нулю. К изображению добавлялся случайный радиометрический шум, который в соответствии с характеристиками фотоприёмной матрицы CMV4000 представлял собой сумму темнового шума со среднеквадратической величиной 13 е<sup>-</sup> и фотонного шума, рассчитанного исходя из условия, что максимальный сигнал изображения соответствует 90 % от глубины потенциальной ямы фотоприёмника (13 500 е<sup>-</sup>).

Окно программы моделирования автономной оптической навигации показано на *рис. 3* (см. с. 175) для случая съёмки с высот 539 и 158 м, близких к высотам принятия решения о боковом манёвре. Можно отметить адекватный выбор оптимального места посадки. Значение критерия риска в оптимальном месте посадки существенно ниже, чем в расчётном: 32 против 43 перед первым манёвром и 9 против 22 перед вторым манёвром (при максимуме 255).

На *рис.* 4 показаны ошибки измерения компонент горизонтальной скорости КА, определённые сравнением со скоростью КА на заданной траектории. Эти ошибки включают как погрешности корреляции, так и погрешности, связанные с неровностью поверхности. При



моделировании считалось, что высота КА измеряется от среднего уровня поверхности в поле зрения ДИСД  $\pm 20^{\circ}$  по обеим осям.

Ошибки оптических измерений уменьшаются от ~1 м/с на высотах более 1000 м до ~10 см/с на высоте 100 м и до ~1 см/с на высоте 20 м.

Рис. 4. Ошибки оптических измерений компонент горизонтальной скорости КА в зависимости от высоты на этапе вертикального спуска: красная линия — ошибка вдоль меридиана, синяя линия — ошибка вдоль параллели



*Рис. 5.* Расположение измерительных лучей допплеровского измерителя скорости и дальности

Математическая модель доплеровского измерителя скорости и дальности описана в работе (Лавренов и др., 2013). Она моделирует набор измерений по лучам, как показано на *рис. 5*. ДИСД имеет относительную ошибку измерения скорости ~1 %, но не менее 5 см/с. Поскольку на высотах менее ~50 м точность оптических измерений горизонтальной скорости лучше точности ДИСД и улучшается при уменьшении высоты, оптический метод позволяет дополнять измерения ДИСД на этих высотах.

#### Заключение

Проведённое моделирование автономных оптических навигационных измерений на типичной траектории вертикального спуска на поверхность Луны показало их перспективность для решения задачи построения карты риска и выбора по ней безопасного места посадки, а также задачи измерения горизонтальной скорости КА.

Для построения карты риска предлагается использовать фотометрический метод, основанный на анализе яркостной неоднородности изображения, которая связана со сложностью рельефа поверхности. Достоинствами метода являются простота, быстрота обработки изображений, возможность идентифицировать затенённые участки и отсутствие существенных требований к стабилизации ориентации и скорости КА. Фотометрический метод может резервировать и дополнять карту риска, получаемую методом лазерного сканирования.

Горизонтальная скорость космического аппарата (КА) может быть оценена по смещению ориентиров на последовательных изображениях с использованием независимых измерений высоты, выполняемых радиовысотомером. Ошибки измерения компонент горизонтальной скорости уменьшались от ~1 м/с на высотах более 1000 м до ~10 см/с на высоте 100 м и до ~1 см/с на высотах ниже 20 м. Данный метод может дополнять штатные допплеровские измерения горизонтальной скорости на малых высотах.

Разработанный программный комплекс моделирования оптических навигационных измерений может использоваться для тестирования и оптимизации алгоритмов оптических навигационных измерений. Он интегрируется в комплексную систему моделирования управления посадкой на Луну.

#### Литература

- 1. Аванесов Г.А., Гордеев Р.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. вестн. 2010. Т. 4. № 5. С. 473–479.
- 2. 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.

- Гришин В. А. Алгоритмы измерения высоты и компонент скорости по телевизионным изображениям при посадке на Фобос // Всерос. научно-техн. конф. «Современные проблемы определения ориентации и навигации космических аппаратов». Сер. «Механика, управление и информатика»: сб. тр. Россия, Таруса, 22–25 сент. 2008. М.: ИКИ РАН, 2009. С. 279–293.
- 4. *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.
- 5. Жуков Б. С., Гришин В. А., Жуков С. Б., Кондратьева Т. В., Тучин А. Г., Ярошевский В. С. Моделирование оптических навигационных измерений на траектории подлёта к районам посадки на Луну // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2018. Т. 15. № 6. С. 154–168.
- 6. Лавренов С. М., Михайлин Д. А., Тучин А. Г., Тучин Д. А., Ярошевский В. С. Математическая модель ДИСД в проектах мягкой посадки на Луну // Препринты ИПМ им. М. В. Келдыша. 2013. № 68. 15 с. URL: http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2013-68.
- 7. *Hapke B. W.* Theory of reflectance and emittance spectroscopy. N.Y.: Cambridge Univ. Press, 1993. 455 p.
- 8. *Viola P.A., Jones M.J.* Rapid object detection using a boosted cascade of simple features // Proc. Conf. Computer Vision and Pattern Recognition. Kauai, Hawaii, 8–14 Dec. 2001. V. 1. P. 511–518.

# Simulation of optical navigation measurements during vertical descent onto the lunar surface

### B. S. Zhukov<sup>1</sup>, V.A. Grishin<sup>1</sup>, S. B. Zhukov<sup>1</sup>, T. V. Kondratieva<sup>1</sup>, A. G. Tuchin<sup>2</sup>, V. S. Yaroshevsky<sup>2</sup>

 <sup>1</sup> Space Research Institute RAS, Moscow 117997, Russia E-mail: bzhukov@iki.rssi.ru
<sup>2</sup> Keldysh Institute of Applied Mathematics RAS, Moscow 125048, Russia

E-mail: tag@kiam1.rssi.ru

Computer simulations were performed of optical navigation measurements during the final stage of landing on the lunar surface when, after approaching the landing area, the spacecraft descends nearly vertically from a height of ~2 km. For this purpose, navigation camera images of the lunar surface were simulated with the interval of 1 s and the resolution improving from 1 m to 2 cm along a typical descent trajectory. The principal tasks of optical navigation during vertical descent can be construction of a risk map and using it to select a safe landing site, as well as measuring the horizontal velocity of the space-craft. The accuracy of height and vertical velocity optical measurements was found to be insufficient. The proposed approach to risk map generation is based on analyzing image photometric nonhomogeneity that is related to complexity of surface relief. Its advantages are simplicity, fast image processing, shadow detection and the absence of significant requirements to spacecraft attitude and velocity stabilization. This makes it feasible to back-up a laser scanner for risk map generation. The spacecraft horizontal velocity was estimated by measuring landmark displacement in consecutive images using additional radio altimeter height measurements. The velocity estimation error decreased from ~1 m/s at heights more than 1 km to ~10 cm/s at 100 m and to ~1 cm/s below 20 m. Thus, this method can complement Doppler horizontal velocity measurements at small heights.

**Keywords:** autonomous optical navigation, landing on the Moon, measuring spacecraft horizontal velocity, risk map, landing site selection

Accepted: 02.11.2018 DOI: 10.21046/2070-7401-2018-15-6-169-179

#### References

- Avanesov G.A., Gordeev R.V., Grishin V.A., Zhukov B.S., Zhukov S.B., Kolomeets E.V., Krasnopevtseva E.B., Kudelin M.I., Krupin A.A., Murav'ev V.M., Forsh A.A., Televizionnaya sistema navigatsii i nablyudeniya (TV system for navigation and observation), *Astronomicheskii Vestnik*, 2010, Vol. 4, No. 5, pp. 473–479.
- 2. Vizilter Yu. V., Zheltov S. Yu., Bondarenko A. V., Osokov M. V., Morzhin A. V., *Obrabotka i analiz izobrazhenii v zadachakh mashinnogo zreniya* (Processing and analysis of images in computer vision tasks), Moscow: Fizmatgiz, 2010, 672 p.
- 3. Grishin V.A., Algoritmy izmereniya vysoty i component skorosti po televisionnym izobrazheniyam pri posadke na Fobos (Algorithms for measuring the height and velocity components of television images when landing on Phobos), *Vserossiiskaya nauchno-tekhnicheskaya konferentsiya "Sovremennye problemy opredele-niya orientatsii i navigatsii kosmicheskikh apparatov*", Proc., Seriya "Mekhanika, upravlenie i informatika" (Proc. All-Russia Scientific and Technical Conf. "Modern Problems of Determining the Orientation and Navigation of Spacecraft", Ser. "Mechanics, control, and informatics"), Russia, Tarusa, 22–25 Sept. 2008, Moscow, IKI RAS, 2009, pp. 279–293.
- 4. Zhukov B. S., Zhukov S. B., Algoritm avtonomnogo vybora mesta posadki KA "Fobos-Grunt" po televizionnym izobrazheniyam (Algorithm of autonomous selection of the "Phobos-Grunt" s/c landing site by TV images), *Sovremennye problemy distantsionnogo zondirovaniya Zemli iz kosmosa*, 2011, Vol. 8, No. 2, pp. 281–288.
- 5. Zhukov B. S., Grishin V. A., Zhukov S. B., Kondratieva T. V., Tuchin A. G., Yaroshevskii V. S., Modelirovanie opticheskikh navigatsionnykh izmerenii na traektorii podleta k raionam posadki na Lunu (Simulation of optical navigation measurements at the approach trajectory to the lunar landing areas), *Sovremennye problemy distantsionnogo zondirovaniya Zemli iz kosmosa*, 2018, Vol. 15., No. 6, pp. 154–168.
- Lavrenov S. M., Mikhaylin D. A., Tuchin A. G., Tuchin D. A., Yaroshevskiy V. S., Matematicheskaya model' DISD v proektakh myagkoi posadki na Lunu (DISD mathematical model in projects of soft landing on the Moon), *Preprinty IPM im. M. V. Keldysha*, 2013, No. 68, p. 15, URL: http://library.keldysh.ru/preprint. asp?id=2013-68.
- 7. Hapke B.W., *Theory of reflectance and emittance spectroscopy*, New York, Cambridge Univ. Press., 1993, 455 p.
- 8. Viola P.A., Jones M.J., Rapid object detection using a boosted cascade of simple features, *Proc. Conf. on Computer Vision and Pattern Recognition*, Kauai, Hawaii, 8–14 December 2001, Vol. 1, pp. 511–518.