Моделирование оптических навигационных измерений на траектории подлёта к районам посадки на Луну

Б. С. Жуков¹, В. А. Гришин¹, С. Б. Жуков¹, Т. В. Кондратьева¹, А. Г. Тучин², В. С. Ярошевский²

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

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

Автономная оптическая навигация на траекториях подлёта к районам посадки будущих лунных миссий позволит значительно снизить ошибки траекторных измерений и за счёт этого повысить точность вывода космического аппарата (КА) в исследуемый район. Проведено моделирование оптических навигационных измерений на типичной траектории подлёта, на которой в процессе основного торможения КА летит вдоль поверхности Луны, снижаясь с 18 до 2 км. С этой целью моделировались изображения Луны, получаемые навигационной камерой вдоль траектории подлёта с интервалом 1 с и с разрешением, улучшающимся с 30 до 3 м. Положение КА в момент получения каждого изображения оценивалось методом абсолютной навигации по контрольным точкам, априорно привязанным в селенографической системе координат, а при их отсутствии — методом относительной навигации по картографически не привязанным ориентирам, наблюдаемым на нескольких последовательных изображениях. Показано, что при определении контрольных точек по существующей в настоящее время топографической модели Луны LOLA-256P с разрешением 118 м использование абсолютной навигации возможно до высот ~6,5 км. При этом среднеквадратическая ошибка измерений горизонтальных координат КА составляет около 20 м, а высоты — 35 м. При переходе на относительную навигацию на более низких высотах траекторные ошибки систематически возрастают до 200-300 м. Задачей миссии «Луна-26» является построение топографических моделей участков подлёта к районам посадки будущих лунных миссий с разрешением ~10 м. Моделирование показало, что при определении контрольных точек по таким моделям абсолютная навигация будет применима на всей траектории подлёта, среднеквадратические ошибки траекторных измерений горизонтальных координат уменьшатся до 8–9 м. а высоты — до 13 м. Ожидается, что комплексирование результатов измерений, полученных от инерциальной навигационной системы и от системы автономной оптической навигации, позволит значительно увеличить точность и надёжность навигационных измерений на траектории подлёта.

Ключевые слова: автономная оптическая навигация, абсолютная навигация, относительная навигация, посадка на Луну

Одобрена к печати: 02.11.2018 DOI: 10.21046/2070-7401-2018-15-6-154-168

Введение

Одним из основных направлений исследований Луны в ближайшие годы является изучение её полярных районов с автоматических посадочных аппаратов. Для успеха этих миссий необходим точный вывод космического аппарата (КА) в район посадки, автоматический выбор безопасного места посадки и приведение КА к нему с контролем высоты и скорости. Эти операции должны осуществляться автоматически без контроля с Земли. Решение данных задач предполагает использование системы автономной оптической навигации в дополнение к традиционным бортовым навигационным системам. Первый опыт реализации такой системы на отечественных КА был сделан при разработке Телевизионной системы навигации и наблюдения (ТСНН) для миссии «Фобос-Грунт» (Аванесов и др., 2010). Несмотря на то что эта миссия закончилась неудачей на самом начальном этапе, методические и технические решения, заложенные в ТСНН, могут использоваться и развиваться в будущих космических проектах.

Посадка на Луну будет проходить в два основных этапа:

- участок подлёта, или основного торможения (ОТ), когда после схода с предпосадочной орбиты КА летит вдоль поверхности Луны к району посадки, постепенно снижаясь от ~18 до ~2,5 км;
- вертикальный спуск и прецизионное торможение, 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.

Задачей данной работы является моделирование оптических навигационных измерений на этапе подлёта. Моделирование автономной оптической навигации на заключительном этапе вертикального спуска и прецизионного торможения рассматривается в работе (Жуков и др., 2018).

Программные средства моделирования оптических навигационных измерений, разработанные в Институте космических исследований РАН, интегрируются в разрабатываемую в Институте прикладной математики РАН комплексную систему моделирования управления посадкой на Луну, которая на этапе ОТ включает также модель бесплатформенного инерциального блока (БИБ), в состав которого входят измерители угловых скоростей и ускорений и модели двигательной установки КА.

Точность определения траектории КА на этапе подлёта без использования автономной оптической навигации может ухудшаться от нескольких сотен метров в начале торможения до единиц километров в конце вследствие накопления измерительных ошибок БИБ, особенно вдоль трассы полёта. Это заставляет выбирать для посадки максимально ровные районы размером в десятки километров. Автономная оптическая навигация позволяет на один-два порядка уменьшить ошибки определения траектории КА, а соответственно, уменьшить необходимые размеры района посадки и при его выборе больше приоритета отдавать задачам научных исследований Луны.

Абсолютная оптическая навигация

Наиболее точный метод измерения положения КА на этапе подлёта — абсолютная оптическая навигация по контрольным точкам (КТ), т.е. хорошо распознаваемым участкам поверхности с известными координатами в селенографической системе координат (СГСК). Принцип абсолютной навигации иллюстрируется на *puc. 1*.

Пусть на изображении идентифицировано N контрольных точек, положение которых в СГСК известно и задаётся радиус-векторами \mathbf{r}_i (i = 1, ..., N). Тогда для каждой КТ можно написать векторное уравнение

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

где \mathbf{r}_{SC} — радиус-вектор КА в СГСК; \mathbf{e}_i — единичный вектор в направлении наблюдения *i*-й контрольной точки с КА, измеренный по изображению и преобразованный в СГСК с использованием информации об ориентации камеры; L_i — расстояние от КА до КТ.

Неизвестными в системе N векторных, т.е. 3N скалярных, уравнений (1) являются три компоненты вектора \mathbf{r}_{SC} и N расстояний L_i до KT, т.е. 3 + N скалярных параметра. При опознавании на изображении двух или более KT система (1) может быть решена относительно \mathbf{r}_{SC} и L_i методом наименьших квадратов (MHK).



ис. 1. Геометрия абсолютно навигации

При этом предполагается, что ориентация камеры измеряется независимо с помощью БИБ (на этапе подлёта более точные измерения с помощью звёздных датчиков могут быть невозможны в условиях работы тормозных двигателей). В принципе при наблюдении на одном изображении не менее трёх КТ можно одновременно оценить и координаты, и ориентацию КА, однако такие оценки могут быть сильно коррелированы и потому менее надёжны.

Возможность применения метода абсолютной навигации определяется возможностью выбора КТ, разрешение которых соответствует разрешению камеры. В работе (Жуков и др., 2017) для навигации на этапе подлёта предложено использовать сверхширокоугольную камеру с полем зрения ~180°. При достаточном разрешении такой камеры, которое при снижении будет меняться от ~30 до ~3 м, большое поле зрения позволяет наблюдать максимально возможное число КТ. Кроме того, в этом случае измерения положения КА будут мало чувствительны к наклону камеры, который будет меняться на протяжении основного торможения до 30°, за счёт возможности выбора для обработки фрагмента изображения, полученного в диапазоне углов наблюдения поверхности $\pm 45^\circ$ около надира, где перспективные искажения относительно невелики.

Выбор контрольных точек должен основываться на следующих основных принципах:

- КТ должны покрывать район траектории подлёта с учётом возможных ошибок выведения;
- поскольку изображения лунной поверхности определяются в основном её рельефом и сильно зависят от углов освещения и наблюдения, КТ необходимо описывать трёхмерными моделями рельефа в области определения КТ размером, например, 16×16 пикселей и рассчитывать их эталонные изображения для конкретных условий наблюдения в реальном времени либо заранее на Земле или на борту, если время посадки априорно известно; в последнем случае можно учесть реальные углы освещения поверхности, но не реальные углы наблюдения вследствие ошибок прогноза траектории снижения — поэтому эталонные изображения КТ в этом случае следует рассчитывать в ортогональной проекции, т.е. для случая наблюдения каждой точки в надир, и проверять их применимость при ожидаемом разбросе углов наблюдения, например ±45° относительно надира;
- при неопределённости высоты съёмки, а также для применения иерархического метода поиска соответствия КТ на изображении необходимо использовать иерархическую пирамиду моделей и/или эталонных изображений КТ с разрешением, отличающимся, например, в 2 раза;
- для того чтобы обеспечить максимальную чувствительность изображения КТ к смещениям, в качестве критерия выбора КТ можно использовать максимизацию минимума среднеквадратической производной яркости по направлению среди всех возможных направлений, который находится как минимальное собственное значение матрицы (Визильтер и др., 2010):

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

равное:

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

здесь I_x и I_y — производные яркости по направлениям строк и столбцов изображения, усреднение проводится по области определения КТ; аппроксимацией этого критерия является широко используемый критерий Харриса;

 изображения КТ должны хорошо распознаваться и быть уникальными в области их поиска на изображении; соответствующий тест может состоять в однозначном распознавании КТ с коэффициентом корреляции больше 0,9 при наложении шума с отношением сигнал/шум ~10 и при вариации углов освещения и наблюдения в соответствии с ожидаемыми условиям съёмки; • для представления моделей или эталонных изображений КТ необходимо выбирать простую в вычислительном отношении картографическую проекцию, сохраняющую масштаб по обеим осям в окрестности КТ.

В банке КТ должны храниться их топографические модели и/или эталонные изображения, координаты их центра в СГСК и критерий качества a_{\min} .

В настоящее время наилучшее разрешение среди глобальных топографических моделей Луны на широтах выше 60°, где будет проходить этап основного торможения лунных миссий с посадкой в полярных районах, имеет модель LOLA256P с разрешением 118 м, построенная по данным лазерного высотомера Lunar Orbiter Laser Altimeter (LOLA) миссии Lunar Reconnaissance Orbiter (LRO) (http://imbrium.mit.edu/BROWSE/LOLA_GDR/CYLINDRICAL. html). На отдельные небольшие участки поверхности размером до нескольких десятков километров имеются топографические модели с разрешением ~ 2 м, построенные по данным узкоугольной камеры NAC, входящей в съёмочную систему Lunar Reconnaissance Orbiter Camera (LROC, http://wms.lroc.asu.edu/lroc/rdr_product_select). Однако их покрытие совершенно недостаточно для выбора контрольных точек на всём участке подлёта.

На *рис. 2* для примера показан возможный выбор КТ по ортоизображению участка подлёта к одному из потенциальных районов посадки будущих лунных миссий — к северу от кратера Богуславский (69,545° ю.ш., 43,544° в.д.). Ортоизображение построено по модели LOLA256P с разрешением 118 м. Здесь же показано сужающееся поле зрения камеры в диапазоне углов наблюдения поверхности $\pm 45^{\circ}$ около надира 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 может быть определено до высоты 6,5 км. Далее указанным критериям удовлетворяет лишь одна КТ, которая должна наблюдаться при высоте КА между 4 и 5 км.

Обеспечение абсолютной навигации на всём участке подлёта будущих миссий требует создания топографических моделей поверхности небесных тел с разрешением не хуже ~10 м. Для Луны эта задача ставится перед проектом топографического картирования в миссии «Луна-26» («Луна-Ресурс-О1») с помощью Лунной стерео-топографической камеры (ЛСТК) (Polyansky et al., 2017).

Относительная оптическая навигация

Относительная навигация может применяться на заключительном участке подлёта при отсутствии достаточного количества КТ. Для этого используются «относительные» ориентиры — участки поверхности, хорошо распознаваемые на последовательности получаемых изображений, но априорно не привязанные к СГСК.

Рис. 2. Пример выбора контрольных точек (жёлтые квадраты) по ортоизображению участка подлёта к потенциальному району посадки к северу от кратера Богуславский, построенному по модели LOLA256P с разрешением 118 м; границы поля зрения в диапазоне углов ±45° около надира показаны белыми линиями; цифры у линий указывают высоту КА в километрах





Рис. 3. Схема относительной навигации

Схема относительной навигации в упрощённом виде показана на рис. 3.

Пусть в моменты времени t_1 и t_2 известны радиус-векторы КА в СГСК $\mathbf{r}_{SC,1}$ и $\mathbf{r}_{SC,2}$ по результатам абсолютной навигации (при невозможности её применения — по баллистическому прогнозу). Если на изображениях, полученных в эти моменты времени, распознаются ориентиры *i* и *j* и определяются векторы направления на них $\mathbf{e}_{i,1}$, $\mathbf{e}_{j,1}$, $\mathbf{e}_{i,2}$, $\mathbf{e}_{j,2}$ в СГСК, то такие данные позволяют рассчитать радиус-векторы ориентиров \mathbf{r}_i и \mathbf{r}_j в СГСК, используя процедуру, аналогичную расчёту радиус-вектора КА по КТ в методе абсолютной навигации. Тогда при нахождении этих ориентиров на третьем изображении, полученном в следующий момент времени t_3 , они могут использоваться аналогично контрольным точкам для определения положения КА \mathbf{r}_{SC3} в момент времени t_3 .

Недостаток метода относительной навигации состоит в накоплении ошибок. Ошибки в оценке координат относительных ориентиров \mathbf{r}_i и \mathbf{r}_j приводят к ошибкам в оценке положения КА $\mathbf{r}_{SC,3}$ в момент времени t_3 , которые, в свою очередь, приведут к увеличению ошибок определения координат новых ориентиров на новых изображениях, положения КА в следующий момент времени и т. д. Для уменьшения этих ошибок необходимо проводить многократную съёмку ориентиров при максимально возможном изменении углов наблюдения. По мере получения новых снимков ориентиров уточняется как их положение, так и положение КА во все предыдущие моменты съёмок. Хотя таким образом можно решить задачу определения траектории чисто геометрически, наиболее эффективно она решается при комплексировании оптических и инерциальных измерений.

Алгоритм оптических навигационных измерений

Предлагаемый алгоритм параллельно отслеживает КТ и относительные ориентиры. При наличии не менее двух КТ они используются для определения положения КА и уточнения положения ориентиров. В противном случае для определения положения КА дополнительно используются ориентиры.

Входной информацией алгоритма являются:

- баллистический прогноз радиус-вектора КА в СГСК \mathbf{r}'_{SC} и его среднеквадратическая ошибка (СКО) σ_{SC} ;
- матрица перехода из внутренней системы координат навигационной камеры (BCK) в СГСК Т_{ВСК}^{СГСК} на момент получения изображения, рассчитанная по измерениям ориентации КА в инерциальной системе координат с использованием перехода в СГСК по измерениям времени.

Выходной информацией алгоритма являются: оценка радиус-вектора КА в СГСК \mathbf{r}_{SC} и её ковариационная матрица соv (\mathbf{r}_{SC}) .

В алгоритме используются следующие вспомогательные функции. Проекционная функция камеры $e^{BCK} = F_{cam}(u, v)$, связывающая единичный вектор наблю-дения в BCK $e^{BCK} = (\sin\alpha \cdot \cos\beta, \sin\alpha \cdot \cos\beta, \cos\alpha)$ с координатами точки изображения в пикселях (u, v). Здесь α — угол отклонения направления наблюдения от оптической оси, β — азимутальный угол направления наблюдения. Для сверхширокоугольного объектива навигационной камеры, предложенной для навигации при посадке (Жуков и др., 2017), выбрана так называемая оптическая схема "f-theta", особенностью которой является линейная проекционная функция по углу α, при которой:

$$\alpha = \delta \sqrt{\left(u - u_0\right)^2 + \left(v - v_0\right)^2}$$

$$\beta = \operatorname{arctg}\left(\frac{v - v_0}{u - u_0}\right),$$

где δ — угловое разрешение камеры, (u_0 , v_0) — координаты оптической оси на изображении.

Отклонения от этой функции в реальной камере будут определяться и учитываться по результатам её геометрической калибровки. Обратная проекционная функция обозначается как $(u,v) = F_{cam}^{-1}(\mathbf{e}^{\mathrm{BCK}}).$

Функция преобразования изображения в картографическую проекцию *i-й* KT $(x, y) = F_i(\mathbf{e})$, связывающая вектор наблюдения в СГСК $\mathbf{e} = T_{BCK}^{C\GammaCK} \mathbf{e}^{BCK}$ и координаты (x, y) соответствующей ему точки картографической проекции, измеряемые в пикселях. Для бортового алгоритма, который должен быть реализован на маломощных космических процессорах, можно использовать простую в вычислительном отношении синусоидальную проекцию с центром в центре КТ (ϕ_i , λ_i):

$$(x, y) = \left((\lambda - \lambda_i) \cos \varphi, (\varphi - \varphi_i) \right) \frac{R_0 + H_i}{d} + (x_0, y_0),$$

где $R_0 = 1737,4$ км — радиус референц-сферы Луны; H_i — высота КТ; d — разрешение эталонного изображения KT; (x₀, y₀) — координаты центра проекции; φ и λ — широта и долгота точки пересечения луча наблюдения $\mathbf{r} = \mathbf{r}'_{SC} + L\mathbf{e}$ со сферой радиусом $R_0 + H_i$; $L = -\mathbf{r}'_{SC}\mathbf{e} - \sqrt{(\mathbf{r}'_{SC}\mathbf{e})^2 - (\mathbf{r}'_{SC}^2 - (\mathbf{R}_0 + H_i)^2)}$ — расстояние от КА до точки пересечения.

За счёт выбора индивидуальной проекции для каждой КТ обеспечивается сохранение масштаба и углов в окрестности КТ с достаточной для корреляционного анализа точностью. Обратную функцию будем обозначать как $\mathbf{e} = F_i^{-1}(x, y)$.

Алгоритм включает следующие операции:

1. Выбор КТ, попадающих на изображение. Из банка КТ выбираются те точки, географические координаты которых попадают в интервал географических координат, покрываемых изображением с учётом неопределённости их прогноза. Для уменьшения времени вычислений в обработку принимается не более 9 КТ. Для этого изображение в поле зрения ±45° около надира разбивается на квадраты 3×3 и в каждом квадрате выбирается одна КТ с наибольшим значением критерия качества a_{\min} . Для каждой выбранной КТ проводятся операции по п. 2-6.

2. Расчёт эталонного изображения КТ (если оно не рассчитано заранее). Эталонные изображения КТ рассчитываются по их топографическим моделям для направлений освещения и наблюдения, определяемых по прогнозу положения КА. В качестве закона отражения поверхности Луны можно принять закон Ломмеля – Зеелигера:

$$f = \frac{2\cos\theta_i}{\cos\theta_i + \cos\theta_e},$$

обеспечивающий достаточную точность для установления соответствия корреляционным методом. Здесь θ_i и θ_o — углы падения и наблюдения, отсчитываемые от нормали к элементу поверхности. На небольших участках, где нет необходимости учитывать изменение фазового угла, этот закон отражения хорошо аппроксимирует более точный, но значительно более громоздкий в вычислительном отношении закон отражения Хапке (Hapke, 1993). Если разрешение модели лучше разрешения реального изображения, то из иерархической пирамиды моделей КТ выбирается модель с разрешением, наиболее близким к разрешению изображения.

3. Проектирование изображения области поиска в картографическую проекцию KT. Размер области поиска в картографической проекции KT принимается равным ± 5 -кратному значению среднеквадратической ошибки прогноза положения KA. Центр проекции (x_0, y_0) помещается в середину области поиска. Для каждого пикселя области поиска (x, y) рассчитываются его координаты на реальном изображении:

$$(u,v) = F_{cam}^{-1} \left[T_{C\Gamma CK}^{BCK} \left(F_i^{-1}(x,y) \right) \right]$$
(3)

и по ним находится значение яркости пикселя (x, y). Если разрешение полученного изображения лучше разрешения модели, то значение сигнала пикселя (x, y) получается усреднением по участку изображения вокруг пикселя (u, v), размер которого соответствует разрешению модели, а в противном случае находится путём интерполяции изображения.

Для ускорения вычислений соответствие координат (x, y) и (u, v) можно установить по соотношению (3) только для угловых точек области поиска, а для остальных точек получить путём билинейной интерполяции.

Здесь в функции F_i^{-1} используется прогнозируемое положение КА \mathbf{r}'_{SC} . Из-за его отличия от реального положения КА образ КТ в области поиска может быть смещён относительно центра проектирования.

4. Поиск соответствия КТ. Для поиска соответствия КТ в области поиска на изображении, представленной в её картографической проекции, проводится последовательная проверка окон, имеющих размер области определения КТ, при сдвиге окна на один пиксель вдоль строк и столбцов изображения. При этом могут использоваться различные дескрипторы и критерии распознавания (Визильтер и др., 2010). В данной работе распознавание КТ проводилось корреляционным методом. Для сравнения, в программно-алгоритмическом обеспечении (ПАО) ТСНН в качестве дескрипторов использовались коэффициенты Адамара (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 серьезных вычислительных затрат. В этом случае целесообразно использовать иерархический поиск, когда соответствие сначала устанавливается по загрублённому изображению области поиска с использованием загрублённого эталонного изображения КТ, а потом уточняется по изображению более высокого разрешения. Схематически принцип иерархического поиска показан на *рис. 4* для случая, когда область поиска имеет размер 256×256 пикселей.



Рис. 4. Схема иерархического поиска

При прямом поиске, когда проверяется корреляция при смещении окна на один пиксель, требуется 65 536 проверок. При иерархическом поиске сначала поиск проводится по 16-кратно загрублённому изображению, где область поиска имеет размер 16×16 пикселей и требуется 256 проверок корреляции. Пиксель, в котором достигается максимум коэффициента корреляции на 16-кратно загрублённом изображении, а также соседние пиксели в окне 3×3 вокруг него, проверяются на 4-кратно загрублённом изображении, где область поиска имеет размер 12×12 пикселей и требует 144 проверки корреляции на 4-кратно загрублённом изображении, а также соседние пиксели в окне 3×3 вокруг него проверяются на исходном изображении, а также соседние пиксели в окне 3×3 вокруг него проверяются на исходном изображении, где область поиска также имеет размер 12×12 пикселей и требует 144 проверки корреляции. Таким образом, при иерархическом поиске в данном случае требуется всего 544 проверки корреляции, что на два порядка меньше, чем при прямом поиске.

Количество шагов иерархического поиска выбирается адаптивно, так чтобы на первом шаге размер области поиска не превышал, например, 16×16 пикселей. Для дополнительного ускорения вычислений используется метод интегральных изображений (Viola, Jones, 2001), позволяющий избежать повторного суммирования одних и тех же членов при смещении окна.

5. Фильтрация ненадёжно установленных соответствий КТ. Следующие тесты могут использоваться для отбраковки ненадёжно установленных соответствий:

- низкие значения коэффициента корреляции, например меньше 0,8;
- (при иерархическом поиске) найденные координаты КТ 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 КТ на эталонном изображении и найденного окна в области поиска.

6. Расчёт вектора наблюдения для KT. Окно с максимальным коэффициентом корреляции на исходном изображении наиболее высокого разрешения считается образом KT и по координатам его центра (x_i, y_i) рассчитывается вектор направления на KT в СГСК $\mathbf{e}_i = F_i^{-1}(x_i, y_i)$.

7. Определение области поиска ранее найденных относительных ориентиров. Поскольку на участке подлёта скорость изменения масштаба не превышает 1,5 %/с, а угловое смещение точек поверхности на изображении не превышает 5 град/с, то при интервале времени между последовательными изображениями 1–2 с трансформацией изображений ориентиров при их смещении в новое положение можно пренебречь. Поэтому поиск соответствия ранее найденных ориентиров проводится непосредственно по исходному изображению. Центр области поиска *j*-го ориентира выбирается в точке (u_c, v_c) = $F_{cam}^{-1} \left[T_{CTCK}^{BCK} (\mathbf{r}_j - \mathbf{r}'_{SC}) / \left| \mathbf{r}_j - \mathbf{r}'_{SC} \right| \right]$, где \mathbf{r}_j — текущая оценка его радиус-вектора в СГСК, а размер области поиска принимается соответствующим ±5-кратному значению среднеквадратической ошибки прогноза положения ориентира.

8. Поиск соответствия относительных ориентиров. Поиск соответствия ориентиров в области поиска проводится корреляционным методом (см. замечания к п. 4). Для ускорения вычислений применяется иерархический поиск: сначала проводится поиск по загрублённым изображениям, а затем уточняется по исходному. Для дополнительного ускорения вычислений используется метод интегральных изображений. Фильтрация неверно установленных соответствий проводится так же, как описано в п. 5. По координатам изображения центра найденного ориентира (u_j , v_j) определяется вектор его наблюдения в СГСК: $\mathbf{e}_j = T_{cam}^{CГСК} F_{BCK}(u_j, v_j)$.

9. *Расчёт радиус-вектора КА*. В случае, когда на изображении найдено не менее двух КТ, радиус-вектор КА \mathbf{r}_{SC} и его ковариационная матрица получаются МНК-решением системы уравнений (1):

$$\mathbf{r}_{SC} = \mathbf{A}^{-1}\mathbf{b},\tag{4}$$

где A^{-1} — матрица, обратная матрице:

$$\mathbf{A} = \begin{pmatrix} N - \sum_{i} e_{ix}^{2} & -\sum_{i} e_{ix} e_{iy} & -\sum_{i} e_{ix} e_{iz} \\ -\sum_{i} e_{iy} e_{ix} & N - \sum_{i} e_{iy}^{2} & -\sum_{i} e_{iy} e_{iz} \\ -\sum_{i} e_{iz} e_{ix} & -\sum_{i} e_{iz} e_{iy} & N - \sum_{i} e_{iz}^{2} \end{pmatrix},$$
(5)
$$\mathbf{b} = \begin{pmatrix} \sum_{i} (x_{i} - (\mathbf{r}_{i} \mathbf{e}_{i}) e_{ix}) \\ \sum_{i} (y_{i} - (\mathbf{r}_{i} \mathbf{e}_{i}) e_{iy}) \\ \sum_{i} (z_{i} - (\mathbf{r}_{i} \mathbf{e}_{i}) e_{iz}) \end{pmatrix}.$$
(6)

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

$$\operatorname{cov}(\mathbf{r}_{SC}) = \mathbf{A}^{-1} \sigma^2,$$

где $\sigma^2 = \frac{1}{2N-3} \sum_i (\mathbf{r}_{SC} + L_i \mathbf{e}_i - \mathbf{r}_i)^2$, $L_i = \mathbf{e}_i (\mathbf{r}_i - \mathbf{r}_{SC})$ — оценка расстояния до КТ, 2N-3 — число степеней свободы после оценки N+3 параметров \mathbf{r}_{SC} и L_i по 3N скалярным уравнениям.

После этого проводится дополнительная фильтрация неверно установленных соответствий по критерию $|\mathbf{r}_i - \mathbf{r}_{SC} - L_i \mathbf{e}_i| > 3\sigma$. Далее проводится повторная оценка \mathbf{r}_{sc} и его ковариационной матрицы только по KT, прошедшим указанный тест.

Если на изображении найдена одна КТ или КТ не найдены, то для оценки положения КА дополнительно используются оценки радиус-вектора и направления наблюдения тех относительных ориентиров, которые наблюдались не менее трёх раз.

10. Уточнение координат относительных ориентиров и обновление их эталонных изображений. Радиус-векторы относительных ориентиров \mathbf{r}_{j} , которые наблюдались не менее двух раз, пересчитываются по соотношениям, аналогичным выражениям (4–6), с соответствующей заменой \mathbf{r}_{SC} на \mathbf{r}_{j} , \mathbf{r}_{i} на $\mathbf{r}_{SC,i}$ и \mathbf{e}_{i} на $-\mathbf{e}_{i}$. Для того чтобы избежать накопления искажений в эталонных изображениях ориентиров, они обновляются на каждом шаге.

11. Выбор новых относительных ориентиров. В квадратах, где не найдено ни КТ, ни ранее определённых ориентиров, выбираются новые ориентиры по критерию (2) и определяются их эталонные изображения. При этом для ускорения вычислений также используется метод интегральных изображений. Сначала эталонное изображение ориентира выбирается по 4-кратно загрублённому изображению квадрата, а затем — по исходному изображению в пределах области определения ориентира на загрублённом изображении. В бортовом варианте могут использоваться более простые в вычислительном отношении критерии выбора ориентиров.

Начальное положение ориентира на поверхности Луны, используемое для прогноза его смещения, определяется по координатам его центра на исходном изображении (u, v) как точка пересечения луча наблюдения ориентира с референц-сферой:

$$\mathbf{r} = \mathbf{r}_{SC} + \left(-\mathbf{r}_{SC}\mathbf{e} - \sqrt{(\mathbf{r}_{SC}\mathbf{e})^2 - (\mathbf{r}_{SC}^2 - \mathbf{R}_0^2)}\right)\mathbf{e}_{SC}$$

где $\mathbf{e} = T_{\text{BCK}}^{\text{СГСК}} F_{cam}(u, v).$

Результаты моделирования

Разработанный программный комплекс моделирования оптических навигационных измерений на траектории подлёта позволяет:

 моделировать последовательность изображений лунной поверхности на заданной траектории с использованием топографической модели Луны, проекционной функции камеры и угловых координат Солнца;

- выполнять абсолютные и относительные навигационные измерения по последовательности полученных изображений (функция, моделирующая работу бортового процессора);
- выбирать контрольные точки на лунной поверхности для заданных условий наблюдения;
- тестировать и оптимизировать алгоритмы оптических навигационных измерений.

Проиллюстрируем результаты моделирования на примере этапа подлёта к району посадки к северу от кратера Богуславский.



Рис. 5. Модельная траектория КА на этапе подлёта; цифры у кривых — время в секундах

Использованная при моделировании реализация траектории подлёта показана на *рис. 5*. Дискретность по времени моделирования траектории подлёта, получаемых на ней изображений и их обработки составляла 1 с. Контрольные точки выбирались по существующей модели LOLA-256P с разрешением 118 м (см. *рис. 2*).

Разрешение навигационной камеры с полем зрения 180° и фотоприёмной матрицей СМV4000 размером 4 мегапикселя (Жуков и др., 2017) на подлёте к району посадки будет меняться от 30 до 3 м. Поскольку разрешения модели LOLA-256P для моделирования получаемых изображений недостаточно, а модели более высокого разрешения на участок подлёта отсутствуют, для моделирования изображений была сконструирована искусственная синтетическая модель путём наложения на модель LOLA-256P участка подлёта той же модели LOLA-256P, сжатой в 10 раз по горизонтали и вертикали, т.е. имеющей разрешение 11,8 м, что позволяет адекватно моделировать изображений навигационной камеры 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.

Модельные изображения получались путём нахождения точки пересечения направления каждого пикселя с соответствующей моделью, 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⁻ и фотонного шума, рассчитанного исходя из условия, что максимальный сигнал изображения соответствует 90 % глубины потенциальной ямы фотоприёмника (13 500 е⁻).

Окно программы моделирования автономной оптической навигации показано на *рис. 6* (см. с. 164). 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 сначала устанавливалось по 4-кратно загрублённому изображению, а затем уточнялось по исходному.

На *рис.* 7 (см. с. 165) приведено количество контрольных точек и ориентиров в зависимости от высоты и ошибки определения координат КА. 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 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.



Рис. 6. Окно программы моделирования оптической навигации на этапе основного торможения. Найденные контрольные точки обозначены жёлтыми квадратами; найденные на текущем изображении относительные ориентиры, которые были выбраны ранее, — вложенными белыми квадратами в соответствии с их иерархической структурой; относительные ориентиры, выбранные на текущем изображении, — вложенными синими квадратами

На участке от 6,5 до 5 км, где не находится ни одной КТ, ошибки при применении относительной навигации систематически возрастают, особенно быстро — вдоль траектории снижения, 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 оценим 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 синтетической модели с разрешением 11,8 м, рассмотренной выше. В этом случае абсолютная навигация будет применима на всём участке подлёта до высоты 2 км, среднеквадратическая ошибка траекторных измерений горизонтальных координат составит 8–9 м, высоты — 13 м, а максимальные ошибки — 31-47 и 86 м соответственно (*рис. 8*, см. с. 165).

Комплексирование оптических и навигационных измерений может позволить значительно повысить точность траекторных измерений, особенно при отсутствии контрольных точек в конце участка подлёта.

Дополнительный вклад в ошибки оптических навигационных измерений могут внести ошибки измерений ориентации навигационной камеры, выполняемых с помощью БИБ. Случайной величиной этих ошибок, составляющих единицы угловых секунд, можно пренебречь по сравнению с угловым разрешением рассматриваемой навигационной камеры (5 угл. мин).



Рис. 7. Результаты моделирования оптической навигации при использовании модели LOLA256P с разрешением 118 м: *а* — число распознанных контрольных точек и относительных ориентиров; *б* — ошибки вдоль траектории, поперёк траектории и по высоте



Рис. 8. Результаты моделирования оптической навигации при использовании синтетической модели с разрешением 11,8 м: *а* — число распознанных контрольных точек; *б* — ошибки вдоль траектории, поперёк траектории и по высоте

При взаимной калибровке систем координат звёздных датчиков и навигационной камеры и при привязке БИБ к звёздным датчикам непосредственно перед началом основного торможения можно ожидать, что систематические ошибки измерения ориентации также будут существенно меньше углового разрешения камеры на всей траектории подлёта. В этом случае систематические ошибки измерения ориентации приведут к систематическому сдвигу оценки положения КА, существенно меньшему линейного разрешения камеры, улучшающегося от 30 м в начале до 3 м в конце основного торможения.

Заключение

Проведённое моделирование автономных оптических навигационных измерений на типичной траектории подлёта к району посадки будущих лунных миссий показало, что при использовании существующих в настоящее время моделей Луны применение абсолютной навигации возможно до высот ~6,5 км. При этом среднеквадратическая ошибка измерений горизонтальных координат КА составляет около 20 м, высоты — 35 м, а максимальные ошибки — 90 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 всём участке подлёта до высоты 2 км, среднеквадратическая ошибка траекторных измерений горизонтальных координат уменьшится до 8–9 м, высоты — до 13 м, а максимальные ошибки — до 31–47 и 86 м соответственно.

Ожидается, что комплексирование результатов измерений, полученных от инерциальной навигационной системы и от системы автономной оптической навигации, позволит значительно увеличить точность и надёжность навигационных измерений на траектории подлёта.

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»: сб. тр. Сер. «Механика, управление и информатика». Россия, Таруса, 22–25 сент. 2008. М.: ИКИ РАН, 2009. С. 279–293.
- 4. *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.
- 5. *Жуков Б. С., Гришин В.А., Жуков С.Б., Кондратьева Т.В., Тучин А. Г., Ярошевский В. С.* Моделирование автономной оптической навигации при вертикальном спуске на поверхность Луны // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2018. Т. 15. № 6. С. 169–179.
- 6. Hapke B. W. Theory of Reflectance and Emittance Spectroscopy. N.Y.: Cambridge Univ. Press, 1993. 455 p.
- Polyansky I., Zhukov B., Zubarev A., Nadejdina I., Brusnikin E., Oberst J., Duxbury T. Stereo Topographic Mapping Concept for the Upcoming Luna-Resurs-1 Orbiter Mission // Planetary and Space Science. 2017. URL: https://doi.org/10.1016/j.pss.2017.09.013.
- 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 at the approach trajectory to the lunar landing areas

B. S. Zhukov¹, V.A. Grishin¹, S. B. Zhukov¹, T. V. Kondratieva¹, A. G. Tuchin², V. S. Yaroshevsky²

 ¹ Space Research Institute RAS, Moscow 117997, Russia E-mail: bzhukov@iki.rssi.ru
 ² Keldysh Institute of Applied Mathematics RAS, Moscow 125047, Russia E-mail: tag@kiam1.rssi.ru

Autonomous optical navigation at the approach trajectory to the landing areas in the future lunar missions can significantly reduce spacecraft trajectory measurement errors and thus improve the approach accuracy. Computer simulations were performed of optical navigation measurements at a typical approach trajectory where in the process of main braking the spacecraft altitude decreases along the trajectory from 18 to 2 km. For this purpose, navigation camera images of the Moon were simulated with the interval of 1 s and the resolution improving from 30 to 3 m along the trajectory. Spacecraft position was estimated at the image acquisition time using control points with known selenographic coordinates (absolute navigation) and in case of insufficient number of control points — using tie points that were well recognized in consecutive images (relative navigation). When the available global topographic model of the Moon LOLA-256P with the resolution of 118 m was used to define control points, the absolute optical navigation was found to be feasible only at altitudes higher than ~ 6.5 km. At this part of the trajectory, the root-mean-squared (RMS) error of spacecraft horizontal coordinates and altitude estimation was ~20 and ~35 m respectively. Relative navigation at lower altitudes resulted in a systematic increase of the trajectory errors to 200-300 m. A task of the future Luna-26 mission is topographic mapping of approach trajectory areas to the potential lunar landing sites with a resolution of ~ 10 m to provide high-resolution control point definition. Simulations show that in this case the absolute optical navigation will be feasible at the total approach trajectory, with the RMS-errors of 8-9 m for spacecraft horizontal coordinates and of \sim 13 m for its altitude. It is expected that synergetic processing of inertial and optical navigation measurements will further increase trajectory measurement accuracy and stability.

Keywords: autonomous optical navigation, absolute navigation, relative navigation, landing on the Moon

Accepted: 02.11.2018 DOI: 10.21046/2070-7401-2018-15-6-154-168

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 opredeleniya orientatsii i navigatsii kosmicheskikh apparatov*", Proc., Seriya "Mekhanika, upravlenie i informatika" (All-Russia Scientific and Technical Conf. "Modern Problems of Determining the Orientation and Navigation of Spacecraft", Proc., Ser. "Mechanics, control, and informatics"), Russia, Tarusa, 22–25 Sept. 2008, Moscow, IKI RAN, 2009, pp. 279–293.
- 4. Zhukov B. S., Polyansky I. V., Zhukov S. B., Modelirovanie avtonomnoi opticheskoi navigatsii pri vertikal'nom spuske na poverkhnost' Luny (Autonomous optical navigation in circumlunar orbits and during landing on the Moon using a super-wide-angle camera), *Sovremennye problemy distantsionnogo zondirovaniya Zemli iz kosmosa*, 2017, Vol. 14, No. 2, pp. 24–35.

- Zhukov B. S., Grishin V. A., Zhukov S. B., Kondratieva T. V., Tuchin A. G., Yaroshevskiy V. S., Modelirovanie avtonomnoi opticheskoi navigatsii pri vertikal'nom spuske na poverkhnost' Luny (Simulation of optical navigation measurements during vertical descent onto the lunar surface), *Sovremennye problemy distantsionnogo zondirovaniya Zemli iz kosmosa*, 2018, Vol. 15, No. 6, pp. 169–179.
- 6. Hapke B.W., *Theory of Reflectance and Emittance Spectroscopy*, New York: Cambridge Univ. Press, 1993, 455 p.
- Polyansky I., Zhukov B., Zubarev A., Nadejdina I., Brusnikin E., Oberst J., Duxbury T., Stereo Topographic Mapping Concept for the Upcoming Luna-Resurs-1 Orbiter Mission, *Planetary and Space Science*, 2017, URL: https://doi.org/10.1016/j.pss.2017.09.013.
- 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 Dec. 2001, Vol. 1, pp. 511–518.