

Увеличение точности оптических навигационных измерений в окрестности Луны и других тел Солнечной системы

В. А. Гришин, Е. В. Белинская, П. С. Сметанин

*Институт космических исследований РАН, Москва, 117997, Россия
E-mail: vgrishin@cosmos.ru*

Задачи по освоению планет и других тел Солнечной системы требуют эффективных методов решения навигационных задач в окрестности этих объектов, а также в процессе перелёта к ним. Для этого могут быть использованы, в частности, оптические навигационные системы, которые способны обеспечить высокую точность измерений (в том числе на больших расстояниях) и обладающие при этом сравнительно небольшими габаритами, весом и потребляемой мощностью. Такая навигационная система была разработана и изготовлена в отделе оптико-физических исследований Института космических исследований РАН. Её отличительной особенностью является то, что несколько оптических датчиков, а именно: звёздные датчики, широкоугольная и узкоугольная навигационные камеры — выполнены в виде единой конструкции. При этом открывается возможность дальнейшего повышения точности навигации при уменьшении ошибок взаимной привязки координатных систем звёздных датчиков и навигационной камеры. В статье рассмотрены два случая. Во-первых, случай, когда плановые координаты определяются только путём визирования ориентиров на поверхности Луны без использования данных от звёздных датчиков. Во-вторых, рассмотрен случай, когда для навигации применяется не только информация о результатах визирования ориентиров на поверхности Луны, но также и данные от звёздных датчиков. Оценки были выполнены для высоты полёта над поверхностью Луны, равной 100 км, использования фотоприёмных матриц низкого разрешения (4,2 мегапикселя) и высокого разрешения (47,5 мегапикселя) и трёх различных фокусных расстояний объектива (3,6; 23 и 60 мм). Для фотоприёмной матрицы низкого разрешения и объектива с фокусным расстоянием 23 мм получено уменьшение ошибки оценивания плановых координат приблизительно в 43 раза по сравнению со случаем, когда информация от звёздных датчиков не используется (найдено среднее квадратичное отклонение оценки плановых координат 7,87–8,02 м). Для фотоприёмной матрицы высокого разрешения и объектива с фокусным расстоянием 60 мм установлено уменьшение ошибки оценивания плановых координат приблизительно в 31–40 раз (среднее квадратичное отклонение оценки плановых координат 2,57–2,68 м).

Ключевые слова: оптическая навигация, звёздные датчики, широкоугольная и широкоугольная навигационные камеры, комплексирование результатов измерений, повышение точности навигации

Одобрена к печати: 03.12.2024

DOI: 10.21046/2070-7401-2025-22-1-303-311

Введение

В связи с потенциальной возможностью хозяйственного освоения спутника Земли и проведением различных исследований, связанных с Луной, актуальной является задача создания систем навигации в её окрестностях. Как известно, в окрестности Луны нет глобальной навигационной спутниковой системы, такой, какие развёрнуты в окрестности Земли (Глобальная навигационная спутниковая система — ГЛОНАСС; *англ.* Global Positioning System — GPS; Galileo; Бэйдоу и др.). В этих условиях для решения навигационной задачи могут быть использованы как пассивные средства (в частности, оптические системы навигации по изображению поверхности), так и активные системы навигации (например, радиолокационные и лидарные системы). Пожалуй, наиболее простыми и дешёвыми являются оптические навигационные системы. Они также отличаются сравнительно малыми габаритами, массой и потребляемой мощностью. Однако пассивный характер таких систем требует естественного освещения поверхности Луны, по которой осуществляется навигация. Как пассивные, так и активные навигационные системы нуждаются в наличии специально подготовленной

картографической информации, в частности эталонных изображений объектов, используемых как ориентиры и имеющих точную привязку к системе координат Луны. Далее будем рассматривать только такие эталонные изображения, для которых отношение длины большой и малой полуоси эллипса разброса измеренных направлений на ориентир не слишком отличается от единицы. В этом случае ориентир может считаться точечным с учётом параметров эллипса разброса.

Данная статья не касается наличия и проблем создания карт Луны высокого разрешения, которые могут использоваться для целей оптической навигации, и предназначена исключительно для предварительной оценки потенциальных возможностей повышения точности навигации при совместной обработке информации, поступающей от звёздных датчиков и от навигационной камеры. Анализ, представленный в этом исследовании, является предельно упрощённым. Более точный анализ потребовал бы многократно большего объёма статьи. Кроме того, совершенно не затронуты очень важные вопросы, связанные с коррекцией термоупругих и иных деформаций элементов конструкции навигационной системы, самым непосредственным образом влияющих на ошибки взаимной привязки координатных систем звёздных датчиков и навигационной камеры.

Оптическая навигационная система

В отделе оптико-физических исследований ИКИ РАН создана оптическая навигационная система для решения навигационных задач на участках орбитального полёта и в окрестности планет и тел Солнечной системы (Аванесов и др., 2020; Жуков и др., 2019). Эта система (рис. 1) включает в себя несколько оптических головок, в частности, два звёздных датчика и две навигационных камеры. Одна из этих двух камер имеет широкоугольный объектив с полем зрения 180° , у второй поле зрения приблизительно в десять раз меньше.

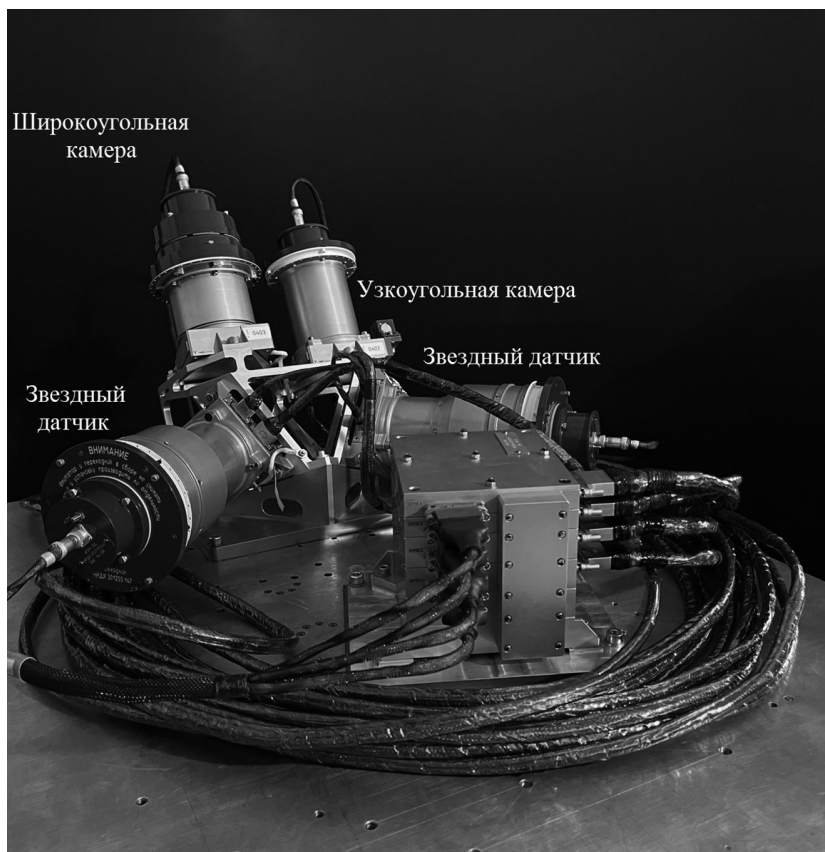


Рис. 1. Оптическая навигационная система. Подготовка к испытаниям

Камера со сверхширокоугольным объективом, способная наблюдать целиком Луну и, соответственно, её линию горизонта, используется совместно со звёздными датчиками для предварительного, грубого определения текущих координат космического аппарата (КА) относительно наблюдаемого объекта. Камера с меньшим полем зрения (узкоугольная камера) применяется для существенно более точной навигации по наблюдаемым на поверхности объекта ориентирам. Принципиально, такое построение оптической навигационной системы способно обеспечить существенное повышение точности навигации по наблюдаемым на поверхности объекта ориентирам при совместной обработке информации, поступающей со звёздных датчиков и от узкоугольной камеры, по сравнению со случаем, когда данные от звёздных датчиков не используются. Рассмотрим, в чём состоят проблемы при навигации по наблюдаемым на поверхности ориентирам.

Проблемы, связанные с неоднозначностью и высокой степенью корреляции ошибок оценки малых линейных и угловых перемещений

Ключевой параметр любой навигационной системы — обеспечиваемая точность навигации. Известной проблемой, связанной с оптической навигацией, реконструкцией трёхмерных изображений по последовательности снимков и другими приложениями, является неоднозначность (*англ.* ambiguity) (Dannilidis, Nagel, 1993) оценки малых линейных и угловых перемещений, которые вызывают очень близкие, трудно различимые трансформации наблюдаемых изображений. Особенно сильно этот эффект проявляется, с одной стороны, когда расстояние до наблюдаемой сцены велико, и, с другой стороны, когда мала протяжённость наблюдаемой сцены по глубине.

Как правило, решение навигационной задачи сводится к минимизации по линейным и угловым координатам некоторой целевой функции, в которую входят как видимые направления на некоторые ориентиры, фиксируемые реальной камерой, так и расчётные направления на эти же ориентиры из каталога эталонов, формируемые некоей виртуальной камерой и зависящие от искомым навигационных параметров. В пространстве координат виртуальной камеры осуществляется поиск минимума целевой функции — отклонения направлений на реальные ориентиры от расчётных направлений на них же.

Однако из-за эффекта неоднозначности целевая функция имеет ярко выраженный «овражный» характер. Это, с одной стороны, затрудняет поиск экстремума целевой функции, что в свою очередь требует использования алгоритмов оптимизации, устойчивых к «зацикливанию» в овраге. С другой стороны, такая неоднозначность значительно увеличивает ошибки навигации по двум линейным и по двум связанным с ними угловым координатам, поскольку всегда есть небольшие ошибки измерений, в результате которых найденный экстремум целевой функции может перемещаться в широких пределах по дну оврага.

Например, если оси координат OX и OY перпендикулярны друг к другу и лежат в плоскости светочувствительной матрицы, то небольшие перемещения всей камеры в направлении оси OX вызовут почти такие же трансформации наблюдаемого изображения, как малый поворот камеры вокруг оси OY . И наоборот, небольшие перемещения всей камеры в направлении оси OY вызовут почти такие же трансформации наблюдаемого изображения, как малый поворот камеры вокруг оси OX .

Способ снижения ошибок измерений, обусловленных неоднозначностью и высокой степенью корреляции ошибок оценки малых линейных и угловых перемещений

В нашем случае дно оврага целевой функции имеет структуру четырёхмерного гладкого многообразия. Добиться существенного уменьшения ошибок оценивания двух поворотов камеры и двух коррелированных с ними ошибок оценивания смещений можно путём использования дополнительного высокоточного источника информации об угловой ориентации навигаци-

онной камеры в момент съёмки поверхности объекта. При этом поиск экстремума целевой функции будет осуществляться уже не в пространстве шести измерений, а в пространстве трёх измерений, и целевая функция уже не будет иметь овражную структуру. Для получения информации об угловой ориентации камеры в момент съёмки в связанной селеноцентрической системе координат (СЦСК) необходимо измерить ориентацию камеры в инерциальной системе координат (ИСК) с помощью звёздных датчиков и зафиксировать момент съёмки. Располагая достоверной моделью физической либрации Луны, а также точными бортовыми часами, можно с высокой точностью вычислить ориентацию осей СЦСК в ИСК.

Модели физической либрации Луны включены в таблицы эфемерид тел Солнечной системы. В настоящее время в мире существует всего три международно признанные организации, выпускающие эфемериды тел Солнечной системы. Это Лаборатория реактивного движения (*англ.* Jet Propulsion Laboratory — JPL) в Калифорнии (подразделение NASA (*англ.* National Aeronautics and Space Administration)), которая выпускает эфемериды JPL DE (*англ.* Development Ephemeris). Второй организацией является Институт прикладной астрономии РАН в Санкт-Петербурге, выпускающий эфемериды ЕРМ (*англ.* Ephemerides of Planets and Moon). Третья — Институт небесной механики и вычисления эфемерид (*фр.* Institut de Mécanique Céleste et de Calcul des Éphémérides — IMCCE) в Париже, который выпускает эфемериды INPOP (*фр.* Intégrateur Numérique Planétaire de l'Observatoire de Paris). Хотя все три модели сопоставимы по точности и показывают достаточно близкие результаты, в перспективных новых космических проектах в России рекомендованы для применения эфемериды ЕРМ, разработанные в Институте прикладной астрономии РАН (Лебедева, Ягудина, 2024).

Звёздные датчики на момент съёмки дают информацию об угловой ориентации жёстко связанной с ними навигационной камеры в ИСК. Эта угловая ориентация пересчитывается в СЦСК. Таким образом, на момент съёмки поверхности ориентация камеры в СЦСК становится известной с высокой точностью и целевая функция, используемая для решения навигационной задачи, имеет уже размерность, равную трём, и не имеет овражного характера, что обеспечивает существенное повышение точности навигации. Условно говоря, такой подход характеризуется тем, что протяжённость наблюдаемой сцены по глубине становится равной практически бесконечности (расстояние до звёзд). И в этих условиях можно ожидать, что эффект неоднозначности будет полностью отсутствовать. Что в свою очередь должно привести к существенному увеличению точности оптической навигации по наблюдаемым ориентирам на поверхности объекта. Как уже отмечалось, для реализации этого метода требуется точное знание времени на борту КА, а также достаточно достоверная модель физической либрации Луны. Время используется для расчёта ориентации Луны в каждый конкретный момент времени. Именно такой способ навигационных измерений положен в основу рассмотренной выше оптической навигационной системы.

Не касаясь достаточно сложных вопросов компенсации влияния такого фактора, как термоупругость конструкции звёздных датчиков, воспользуемся информацией об итоговых результатах такой компенсации, изложенных в статье (Аванесов и др., 2019). Для систем очень высокой точности можно приближённо считать, что ошибка ориентации навигационной камеры в СЦСК включает в себя ошибки измерения звёздных датчиков и некомпенсированные остатки влияния термоупругости конструкции звёздных датчиков и навигационной камеры. Совокупное влияние этих ошибок для систем очень высокой точности можно оценить величиной среднего квадратичного отклонения (СКО) в 1 угл. с. Для упрощения анализа пренебрегаем некоторыми другими ошибками, например, ошибками модели физической либрации Луны, ошибками бортового времени и др. Для сравнения также выполнены расчёты для случая, когда ошибки ориентации навигационной камеры в СЦСК были согласованы с угловым разрешением навигационной камеры. При этом СКО ошибок ориентации задано равным 50 угл. с. Можно сказать, что указанные значения ошибок ориентации навигационной камеры в СЦСК являются экстремальными, и для всех практически важных случаев такие ошибки будут лежать внутри интервала от 1 до 50 угл. с.

Следует также отметить, что существует и ещё один способ избавления от овражности рельефа целевой функции. Он заключается в том, что вместо координат ориентиров на

матрице камеры для вычислений используются углы между наблюдаемыми ориентирами, что делает расчёт текущих координат независимым от ориентации камеры. В этом случае также производится минимизация целевой функции только в трёхмерном пространстве, что и даёт решение навигационной задачи.

Результаты моделирования процесса измерений

В данной работе представлены результаты оценки возможностей реализации двух указанных методов для повышения точности решения навигационной задачи на борту КА. Оценка проводилась путём имитационного моделирования. Были заданы следующие параметры модели. Луна аппроксимировалась сферой с радиусом $R = 1737,4$ км. Высота полёта КА над поверхностью Луны была задана равной 100 км. Рельеф наблюдаемого участка поверхности Луны принят равнинным с СКО высоты, равным 10 м.

Сначала были выполнены расчёты для параметров навигационных камер, которые входят в состав оптической навигационной системы, разработанной в отделе оптико-физических исследований ИКИ РАН. Размер фотоприёмной матрицы задан равным 2048×2048 пикселей, размер пикселя — 5,5 мкм, фокусное расстояние объектива широкоугольной навигационной камеры — 3,6 мм, фокусное расстояние объектива узкоугольной навигационной камеры — 23 мм. Для СКО ошибок ориентации навигационной камеры в СЦСК задавались два значения. Первое значение принято равным 50 угл. с ($\sigma_s = 50$), что приблизительно соответствует угловому разрешению узкоугольной камеры. Второе — 1 угл. с ($\sigma_s = 1$). СКО ошибок ориентации принято одинаковым по каждому из трёх углов ориентации. Эти ошибки считаем независимыми.

Затем для сравнения был сделан расчёт для большего разрешения матрицы фотоприёмника и большего фокусного расстояния объектива. В этом случае размер матрицы фотоприёмника навигационной камеры принят равным 7920×6004 пикселя. Размер пикселя — 4,6 мкм. Для этого случая СКО ошибок измерения ориентации навигационной камеры в СЦСК принято одинаковым по каждому из трёх углов ориентации и равным 1 угл. с ($\sigma_s = 1$). Эти ошибки также считаем независимыми. Фокусное расстояние объектива камеры принято как 60 мм.

Во всех случаях камеры смотрят в надир и моделирование проводилось для СКО ошибки визирования объекта (ориентира), соответствующего одному пикселю. Число ориентиров в поле зрения задано равным десяти. Расположение ориентиров сформировано случайным образом и неизменно для всех измерений, за исключением того, что размер участка поверхности изменялся в соответствии с размером проекции поля зрения камеры на поверхности Луны, зависящим от фокусного расстояния объектива (рис. 2, см. с. 308).

Для всех случаев считаем, что систематические ошибки калибровки ориентации навигационной камеры в СЦСК столь малы, что ими можно пренебречь. То есть мы рассматриваем влияние только тех ошибок ориентации, которые можно считать в данном контексте случайными.

Средние значения измеряемых (оцениваемых) параметров угловой ориентации и линейных координат, а также СКО ошибок измерения этих координат оценивались по выборке из 1000 реализаций. Результаты моделирования представлены в табл. 1–3.

В этих таблицах обозначение All6 относится к обычному алгоритму одновременного определения всех шести (трёх угловых (α, β, γ) и трёх линейных (X, Y, Z)) координат камеры по известным ориентирам, находящимся в поле зрения. Обозначение 3&3 дано для метода, при котором по углам между наблюдаемыми ориентирами устанавливаются линейные координаты, независимо от угловых координат, а затем, при необходимости, с учётом найденных линейных координат вычисляются угловые координаты. Обозначение Stars&3 относится к методу, при котором угловая ориентация навигационной камеры определяется по звёздным датчикам, а линейные координаты навигационной камеры рассчитываются с использованием уже известной угловой ориентации навигационной камеры и известной ориентации Луны. Углы в таблицах указаны в радианах. Рассмотрим табл. 1.



Рис. 2. Изображение десяти ориентиров в поле зрения камеры. Координаты ориентиров заданы случайным образом

Таблица 1. Оценка точности измерений для фокусного расстояния объектива, равного 3,6 мм, размера матрицы — 2048×2048 пикселей, размера пикселя — 5,5 мкм

Алгоритм	Оценка	Измеряемые координаты					
		α , рад	β , рад	γ , рад	X , м	Y , м	Z , м
All6	Среднее	$0,156 \cdot 10^{-4}$	$-0,186 \cdot 10^{-4}$	$0,178 \cdot 10^{-4}$	5,51	-5,38	100 000,30
	СКО	$0,520 \cdot 10^{-3}$	$0,460 \cdot 10^{-3}$	$0,529 \cdot 10^{-3}$	127,69	105,06	57,06
3&3	Среднее	$0,509 \cdot 10^{-5}$	$-0,150 \cdot 10^{-4}$	$0,104 \cdot 10^{-4}$	2,56	-3,38	100 000,10
	СКО	$0,744 \cdot 10^{-3}$	$0,502 \cdot 10^{-3}$	$0,742 \cdot 10^{-3}$	178,52	133,62	106,32
Stars&3 $\sigma_s = 50$	Среднее	$-0,972 \cdot 10^{-5}$	$-0,590 \cdot 10^{-5}$	$-0,476 \cdot 10^{-5}$	0,43	-2,60	99 998,10
	СКО	$0,244 \cdot 10^{-3}$	$0,245 \cdot 10^{-3}$	$0,241 \cdot 10^{-3}$	72,27	66,25	47,13
Stars&3 $\sigma_s = 1$	Среднее	$-0,197 \cdot 10^{-6}$	$-0,120 \cdot 10^{-6}$	$-0,965 \cdot 10^{-7}$	1,83	-3,31	99 998,70
	СКО	$0,495 \cdot 10^{-5}$	$0,497 \cdot 10^{-5}$	$0,488 \cdot 10^{-5}$	52,79	53,54	43,57

В ней для каждого алгоритма указано среднее значение оцениваемой величины и СКО от этой величины. Точные значения всех углов и плановых координат X и Y , задаваемые при моделировании, равны нулю. Точное значение высоты $Z = 100$ км или 100 000 м.

Можно отметить, что обычный способ (All6) и метод 3&3 дают близкие результаты. Хотя 3&3 несколько уступает по СКО ошибок измерения плановых координат обычному способу, но лучше него по средним величинам ошибок. В то же время метод Stars&3 даёт в 1,58–1,76 раза меньше СКО ошибок в плановых координатах (X и Y) по сравнению с All6 для случая СКО ошибок измерения углов ориентации навигационной камеры в СЦСК $\sigma_s = 50$. Для случая СКО ошибок измерения углов ориентации навигационной камеры в СЦСК $\sigma_s = 1$ способ Stars&3 демонстрирует в 1,96–2,41 раза меньше СКО ошибок в плановых координатах (X и Y) по сравнению с обычным алгоритмом. При этом СКО оценки высоты для всех трёх случаев вполне сопоставимы. Можно сделать вывод (впрочем, вполне очевидный), что для широкоугольных камер совместная обработка данных со звёздными датчиками хотя и даёт увеличение точности, но оно не очень существенное. Рассмотрим табл. 2.

Таблица 2. Оценка точности измерений для фокусного расстояния объектива, равного 23 мм, размера матрицы — 2048×2048 пикселей, размера пикселя — 5,5 мкм

Алгоритм	Оценка	Измеряемые координаты					
		α , рад	β , рад	γ , рад	X , м	Y , м	Z , м
All6	Среднее	$0,824 \cdot 10^{-4}$	$-0,200 \cdot 10^{-4}$	$0,102 \cdot 10^{-3}$	8,88	-10,89	99 998,40
	СКО	$0,333 \cdot 10^{-2}$	$0,467 \cdot 10^{-3}$	$0,346 \cdot 10^{-2}$	342,10	351,85	55,98
3&3	Среднее	$0,496 \cdot 10^{-4}$	$-0,183 \cdot 10^{-4}$	$0,101 \cdot 10^{-3}$	5,53	-10,77	99 998,10
	СКО	$0,345 \cdot 10^{-2}$	$0,470 \cdot 10^{-3}$	$0,354 \cdot 10^{-2}$	354,71	359,18	56,50
Stars&3 $\sigma_s = 50$	Среднее	$-0,972 \cdot 10^{-5}$	$-0,590 \cdot 10^{-5}$	$-0,476 \cdot 10^{-5}$	-0,66	-0,01	99 998,50
	СКО	$0,244 \cdot 10^{-3}$	$0,245 \cdot 10^{-3}$	$0,241 \cdot 10^{-3}$	26,44	25,74	40,87
Stars&3 $\sigma_s = 1$	Среднее	$-0,197 \cdot 10^{-6}$	$-0,120 \cdot 10^{-6}$	$-0,965 \cdot 10^{-7}$	0,26	-0,50	99 998,60
	СКО	$0,495 \cdot 10^{-5}$	$0,497 \cdot 10^{-5}$	$0,488 \cdot 10^{-5}$	7,87	8,02	40,78

Таблица 3. Оценка точности измерений для фокусного расстояния объектива, равного 60 мм, размера матрицы — 7920×6004 пикселя, размера пикселя — 4,6 мкм

Алгоритм	Оценка	Измеряемые координаты					
		α , рад	β , рад	γ , рад	X , м	Y , м	Z , м
All6	Среднее	$0,214 \cdot 10^{-4}$	$-0,567 \cdot 10^{-5}$	$0,219 \cdot 10^{-4}$	2,32	-2,38	99 999,90
	СКО	$0,100 \cdot 10^{-2}$	$0,139 \cdot 10^{-3}$	$0,818 \cdot 10^{-3}$	103,14	83,72	16,40
3&3	Среднее	$0,107 \cdot 10^{-4}$	$-0,515 \cdot 10^{-5}$	$0,221 \cdot 10^{-4}$	1,23	-2,41	99 999,80
	СКО	$0,106 \cdot 10^{-2}$	$0,140 \cdot 10^{-3}$	$0,831 \cdot 10^{-3}$	108,64	85,07	16,48
Stars&3 $\sigma_s = 1$	Среднее	$-0,197 \cdot 10^{-6}$	$-0,120 \cdot 10^{-6}$	$-0,965 \cdot 10^{-7}$	0,07	0,16	99 999,60
	СКО	$0,495 \cdot 10^{-5}$	$0,497 \cdot 10^{-5}$	$0,488 \cdot 10^{-5}$	2,57	2,68	12,11

Сравнение этих двух таблиц показывает, что для обычного алгоритма и 3&3, несмотря на увеличение фокусного расстояния и соответствующего улучшения точности визирования ориентиров, СКО ошибок определения плановых координат не уменьшились, а наоборот увеличились приблизительно в 2,7–3,3 раза. Это связано с тем, что при увеличении фокусного расстояния соответственно уменьшилось поле зрения камеры и уменьшился диапазон глубины наблюдаемой сцены при сохранении расстояния до неё. Способ 3&3 опять несколько уступает по точности (СКО) обычному алгоритму, но лучше его по величине средних ошибок. СКО ошибок определения плановых координат для метода Stars&3 приблизительно в 13 раз меньше, чем для All6 при $\sigma_s = 50$, и приблизительно в 43 раза меньше при $\sigma_s = 1$. СКО оценки высоты для всех трёх случаев по сравнению с табл. 1 изменились незначительно. То есть можно сделать вывод, что для камеры с меньшим углом зрения совместная обработка данных со звёздными датчиками даёт уже значительное увеличение точности навигации.

В табл. 3 сделан расчёт для ещё большего фокусного расстояния, равного 60 мм, и фотоприёмной матрицы высокого разрешения (47,5 мегапикселей). Так же как и раньше, способ 3&3 несколько уступает по точности (СКО) обычному алгоритму, но лучше его по величине средних ошибок по координате X .

Можно отметить, что при фокусном расстоянии объектива, равном 60 мм, ошибки определения плановых координат для метода Stars&3 приблизительно в 31–40 раз ниже, чем для All6 (в зависимости от оцениваемой координаты). Точность измерения высоты для всех трёх способов, однако, сопоставима и слабо зависит от фокусного расстояния объектива.

Следует отметить, что решение чисто навигационной задачи (определение только линейных координат X , Y и Z без углов разворота камеры) по алгоритму 3&3 требует затрат времени приблизительно в 2–2,5 раза меньше, чем при использовании обычного алгоритма All6.

Заключение и выводы

Если обеспечить высокоточную привязку координатных систем звёздных датчиков и навигационной камеры, то появляется возможность повышения точности измерения плановых навигационных координат в десятки раз. Точность измерения высоты при этом улучшается незначительно. Для навигационной камеры с фокусным расстоянием 23 мм за счёт совместной обработки информации от навигационной камеры и звёздных датчиков величины ошибок навигации были уменьшены с 342,1–351,55 м до 25,74–26,44 м, т. е. в 12,93–13,67 раза для ошибки ориентации навигационной камеры в СЦСК, равной 50 угл. с. Для значения величины этой ошибки, равной 1 угл. с, ошибки навигации снизились до 7,87 и 8,02, т. е. приблизительно в 43 раза.

Следует учитывать, что указанные оценки получены для упрощённой ситуации, когда ряд малых по величине ошибок были исключены из рассмотрения. Однако не подлежит сомнению, что совместная обработка информации от навигационной камеры и звёздных датчиков позволяет исключить влияние оврагов целевой функции и способна тем самым многократно уменьшить ошибки навигации.

По величине СКО ошибок алгоритм 3&3 несколько уступает обычному алгоритму, но при этом средние ошибки получаются меньше и время вычислений по сравнению с обычным алгоритмом сокращается в 2–2,5 раза. Это обстоятельство может оказаться важным при ограниченной вычислительной мощности доступных процессоров.

Литература

1. *Аванесов Г. А., Бессонов Р. В., Куркина А. Н. и др.* Вопросы обеспечения географической привязки снимков дистанционного зондирования Земли // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2019. Т. 16. № 5. С. 59–64. DOI: 10.21046/2070-7401-2019-16-5-59-64.
2. *Аванесов Г. А., Жуков Б. С., Сметанин П. С., Михайлов М. В.* Отработка технологии автономной навигации космических аппаратов дальнего космоса на Международной космической станции // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2020. Т. 17. № 7. С. 41–49. DOI: 10.21046/2070-7401-2020-17-7-41-49.
3. *Жуков Б. С., Гришин В. А., Жуков С. Б., Кондратьева Т. В., Тучин А. Г., Ярошевский В. С.* Моделирование оптических навигационных измерений на траектории подлета к районам посадки на Луну // 6-я Всероссийская научно-техн. конф. «Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов»: сб. тр. Россия, Таруса, 10–13 сент. 2018. М.: ИКИ РАН, 2019. С. 336–354.
4. *Лебедева М. А., Ягудина Э. И.* Параметры эфемериды Луны EPM2022a // Тр. ИПА РАН. 2024. Вып. 69. С. 8–17. DOI: 10.32876/ApplAstron.69.8-17.
5. *Dannilidis K., Nagel H. H.* The coupling of rotation and translation in motion estimation of planar surfaces // Proc. IEEE Conf. Computer Vision and Pattern Recognition. N. Y., NY, USA, 1993. P. 188–193. DOI: 10.1109/CVPR.1993.340990.

Increasing the accuracy of optical navigation measurements in the vicinity of the Moon and other bodies of the Solar System

V. A. Grishin, E. V. Belinskaya, P. S. Smetanin

*Space Research Institute RAS, Moscow 117997, Russia
E-mail: vgrishin@cosmos.ru*

The tasks of exploration of planets and other bodies of the Solar System require efficient methods of solving navigation problems in the vicinity of these objects, as well as during the flight to them. For this purpose, optical navigation systems can be in particular used, which are capable of providing high

measurement accuracy (including at large distances) and have relatively small weight, dimensions, and power consumption. Such a navigation system has been developed and manufactured at the Optical and Physical Research Department of Space Research Institute of the Russian Academy of Sciences. A distinctive feature of this navigation system is that several optical sensors, namely star sensors, wide-angle and narrow-angle navigation cameras, are made as a single structure. This opens up the possibility of further increasing the accuracy of navigation while reducing the errors in the mutual binding of the coordinate systems of star sensors and the navigation camera. Two cases are considered in the article. Firstly, we consider the case when the plane coordinates are determined only by sighting landmarks on the Moon's surface without using the information from star sensors. Secondly, we consider the case when not only information about the results of sighting landmarks on the surface of the Moon is used for navigation, but also information from star sensors is used. The estimates were made for a flight altitude above the lunar surface of 100 km, using low-resolution (4.2 megapixels) and high-resolution (47.5 megapixels) image sensors and three different focal lengths of the lens (3.6, 23, and 60 mm). For a low-resolution image sensor and a lens with a focal length of 23 mm, an approximate 43-fold decrease in the error in estimating the plane coordinates was obtained compared to the case when the information from star sensors is not used (the standard deviation of the estimate of plane coordinates was 7.87–8.02 m). For a high-resolution image sensor and a lens with a focal length of 60 mm, an approximate 31–40-fold reduction in the error in estimating the plane coordinates was obtained (the standard deviation of the estimate of the plane coordinates was 2.57–2.68 m).

Keywords: optical navigation, star sensors, narrow-angle and wide-angle navigation cameras, integration of measurement results, increasing navigation accuracy

Accepted: 03.12.2024

DOI: 10.21046/2070-7401-2025-22-1-303-311

References

1. Avanesov G. A., Bessonov R. V., Kurkina A. N. et al., Issues of providing geographic referencing of Earth remote sensing images, *Sovremennyye problemy distantsionnogo zondirovaniya Zemli iz kosmosa*, 2019, V. 16, No. 5, pp. 59–64 (in Russian), DOI: 10.21046/2070-7401-2019-16-5-59-64.
2. Avanesov G. A., Zhukov B. S., Smetanin P. S., Mikhailov M. V., Testing the technology of deep space spacecraft autonomous navigation at the International Space Station, *Sovremennyye problemy distantsionnogo zondirovaniya Zemli iz kosmosa*, 2020, V. 17, No. 7, pp. 41–49 (in Russian), DOI: 10.21046/2070-7401-2020-17-7-41-49.
3. Zhukov B. S., Grishin V. A., Zhukov S. B., Kondrat'eva T. V., Tuchin A. G., Yaroshevsky V. S., Simulation of optical navigation measurements at the approach trajectory to the lunar landing areas, *6-ya Vserossiiskaya nauchno-tekhnicheskaya konferentsiya "Sovremennyye problemy orientatsii i navigatsii kosmicheskikh apparatov"* (Proc. 6th All-Russian Scientific and Technological Conf. "Contemporary problems of spacecraft attitude determination and control"), Russia, Tarusa, Sep. 10–13, 2018, Moscow: IKI RAS, 2019, pp. 336–354 (in Russian).
4. Lebedeva M. A., Yagudina E. I., Parameters of the EPM2022a Moon Ephemeris, *Transactions of IAA RAS*, 2024, Iss. 69, pp. 8–17 (in Russian), DOI: 10.32876/ApplAstron.69.8-17.
5. Darnilidis K., Nagel H. H., The coupling of rotation and translation in motion estimation of planar surfaces, *Proc. IEEE Conf. Computer Vision and Pattern Recognition*, New York, NY, USA, 1993, pp. 188–193, DOI: 10.1109/CVPR.1993.340990.