

Методика оценивания точности определения параметров движения космического аппарата на окололунной орбите

Проценко П.А.*, Скрипников А.Н.**

*Военно-космическая академия имени А.Ф.Можайского,
ул. Ждановская, 13, Санкт-Петербург, 197198, Россия*

**e-mail: prosvka@gmail.com*

***e-mail: salexeynik@gmail.com*

Статья поступила 02.03.2020

Аннотация

Сформулирована актуальность научной задачи оценивания точности определения параметров движения космического аппарата на окололунной орбите. Предложена методика оценивания точности определения параметров движения космического аппарата на окололунной орбите по измерениям текущих навигационных параметров, основанная на выборе технологии «последовательной работы» нескольких наземных радиотехнических средств на интервале видимой части витка. Представлена структурно-логическая схема и результаты применения методики при оценивании достижимой точности определения параметров движения окололунного космического аппарата по измерениям современных наземных радиотехнических средств.

Ключевые слова: космический аппарат, окололунная орбита, измерения текущих навигационных параметров, радиотехнические средства.

Введение

Современный этап развития человечества неразрывно связан с освоением Луны и окололунного космического пространства. Космические державы активно развивают свои лунные программы, не исключением является и Российская Федерация [1–8]. В соответствии с концепцией исследования и освоения Луны до 2025 года планируется создание базового модуля окололунной станции. При создании этого модуля придется решать множество сложных научных задач, в том числе, навигационно-баллистического обеспечения [9]. Одной из таких задач является уточнение начальных условий движения космического аппарата (КА) на окололунной орбите по измерениям текущих навигационных параметров (ИТНП) радиотехническими средствами (РТС) [10–14].

Выбор технологии проведения измерений текущих навигационных параметров космического аппарата на окололунной орбите

Наземные РТС, используемые для ИТНП КА в дальней операционной космической зоне, измеряют, как правило, дальность до объекта и его радиальную скорость [15, 16]. При этом РТС используют радиолокацию с активным ответом, т.е. КА, оснащенный ответчиком, при приеме сигнала от РТС усиливает его и излучает в обратную сторону [17]. По вернувшемуся сигналу рассчитываются дальность до объекта и его радиальная скорость. Из-за необходимости усиливать сигнал, по КА одновременно может работать только одно РТС, что частично определяет технологию проведения ИТНП – «последовательная работа РТС по КА». Равномерное распределение по времени сеансов проведения ИТНП позволит

нивелировать слабую изученность гравитационного поля Луны и тем самым увеличить точность определения координат КА [18, 19].

С учетом вышеизложенного, технология проведения ИТНП представляется следующим образом: последовательное проведение 3–4 РТС 4–5 сеансов, равномерно распределенных по времени на видимой части каждого витка КА вокруг Луны. При этом необходимо решить задачу оценки точности определения параметров движения окололунного КА по ИТНП с применением данной технологии [20–22].

**Методика оценивания точности определения параметров движения
космического аппарата на окололунной орбите по измерениям текущих
навигационных параметров**

В соответствии с выбранной технологией проведения ИТНП разработана методика оценивания точности определения параметров движения окололунного КА по ИТНП, структурно-логическая схема которой, представлена на рисунке 1.

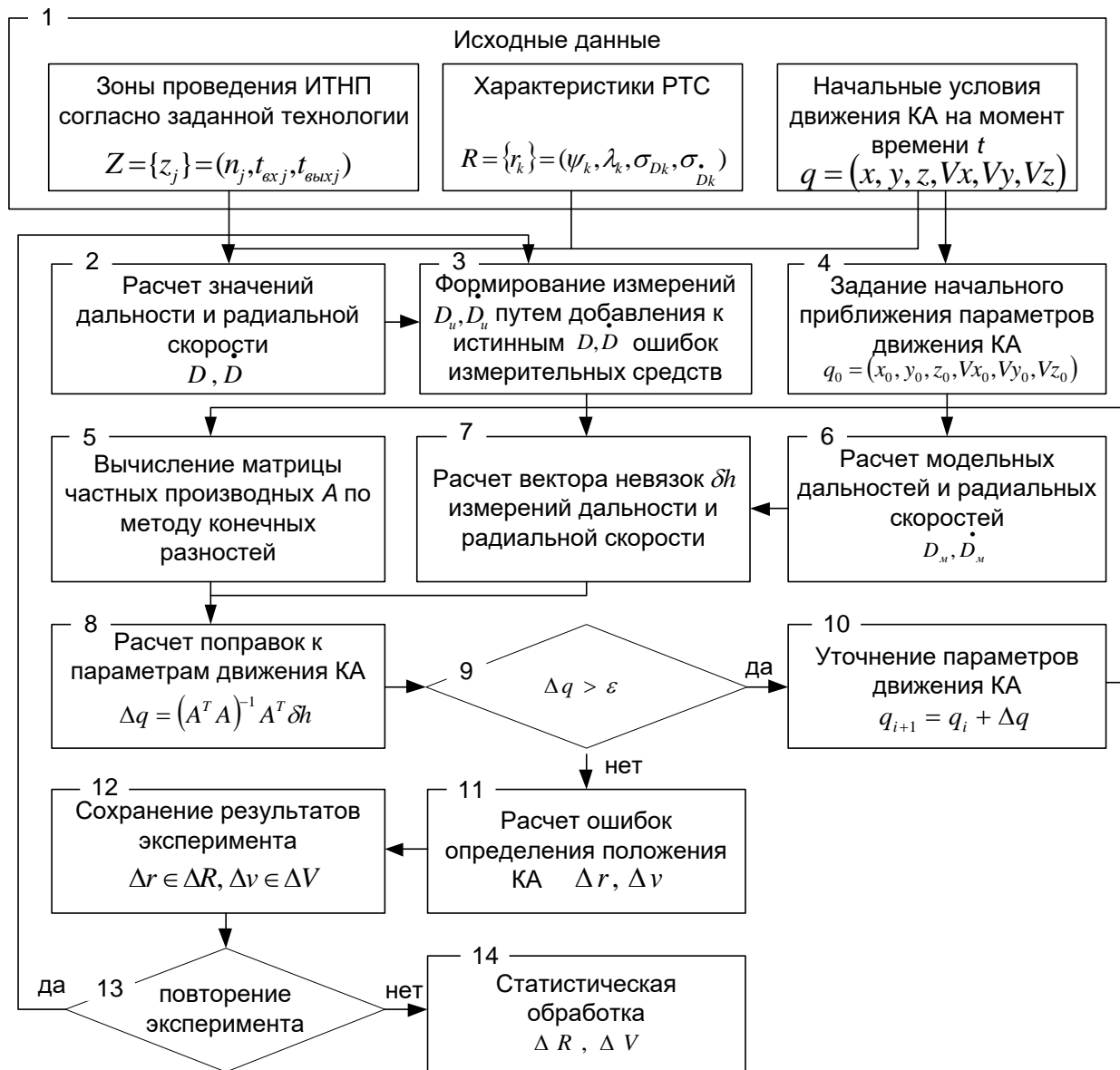


Рисунок 1 – Структурно-логическая схема методики оценивания точности определения параметров движения окололунного КА

Методику условно можно разделить на 14 блоков. В первом блоке осуществляется ввод исходных данных по следующим элементам: зоны проведения ИТНП, характеристики РТС и начальные условия движения КА.

Каждая зона проведения ИТНП задается следующим набором параметров:

1. порядковым (условным) номером РТС, осуществляющего ИТНП (n);
2. временем начала проведения ИТНП ($t_{\text{вх}}$);

3. временем окончания проведения ИТНП ($t_{\text{вых}}$).

Характеристики РТС задаются следующим набором параметров:

1. широта ψ_k и долгота λ_k точки стояния k -го РТС, где $k = \overline{1 \dots N}$, а N – количество РТС;

2. средние квадратические отклонения (СКО) ошибок ИТНП k -го РТС по дальности σ_{D_k} и радиальной скорости $\sigma_{\dot{D}_k}$.

Начальные условия движения КА задаются в виде координат и проекций скорости (x, y, z, V_x, V_y, V_z) на абсолютную геоцентрическую экваториальную систему координат (СК) в некоторый известный момент времени t .

Во втором блоке осуществляется расчет значений дальности и радиальной скорости путем прогнозирования параметров движения окололунного КА и перевода параметров движения из абсолютной геоцентрической экваториальной в измерительную СК, связанную с РТС, проводящим измерения. Выбор РТС и интересующих времен для прогноза движения выбираются из параметров зон согласно технологии проведения ИТНП. Частота получения траекторных измерений задается техническими характеристиками РТС, а в активном режиме еще и ответного модуля КА.

В третьем блоке производится зашумление истинных значений дальности и радиальной скорости согласно СКО ошибок траекторных измерений радиотехнического средства.

В четвертом блоке осуществляется задание начального приближения параметров движения КА $q_0 = (x_0, y_0, z_0, V_{x0}, V_{y0}, V_{z0})$. Данное значение

получается добавлением значительных случайных ошибок к координатам и проекциям скорости КА, т.е. ошибок, СКО которых на несколько порядков больше чем СКО ошибок измерений РТС.

В пятом блоке осуществляется вычисление матрицы частных производных A по методу конечных разностей [22].

В шестом блоке по заданным начальным приближениям параметров движения КА $q_0 = (x_0, y_0, z_0, V_{x0}, V_{y0}, V_{z0})$ прогнозируется изменение радиус-вектора КА в измерительной СК на каждый момент времени и вычисляются модельные дальности D_m и радиальные скорости \dot{D}_m .

В седьмом блоке производится вычисление вектора невязок как разность между сформированными и модельными значениями результатов измерений.

В восьмом блоке осуществляется расчет поправок вектора параметров движения КА Δq по методу наименьших квадратов:

$$\Delta q = (A^T W A)^{-1} A^T W \delta h,$$

где W – матрица весов – диагональная матрица размерностью равной числу измерений и содержащая по главной диагонали дисперсии ошибок измерений.

В девятом блоке осуществляется сравнение величины поправок положения КА с некоторым вектором, состоящим из малых чисел, характеризующих требуемую точность решения задачи обработки ИТНП. Если поправки по величине значительны, то в десятом блоке производится уточнение положения КА для следующей итерации начиная с пятого блока. Если величина поправок не значительна, то в одиннадцатом блоке производится расчет достигнутой ошибки

положения КА путем вычитания из найденного вектора положения КА $q_i = (x_i, y_i, z_i, V_{xi}, V_{yi}, V_{zi})$ на i -ой итерации вектора начального (истинного) положения КА $q = (x, y, z, Vx, Vy, Vz)$. Ошибки положения КА удобно представить в виде двух групп ошибок:

3. ошибку местоопределения, рассчитанную по формуле

$$\Delta r = \sqrt{(x - x_i)^2 + (y - y_i)^2 + (z - z_i)^2};$$

4. ошибку определения скорости, рассчитанную по формуле

$$\Delta v = \sqrt{(Vx - V_{xi})^2 + (Vy - V_{yi})^2 + (Vz - V_{zi})^2}.$$

В двенадцатом блоке осуществляется формирование выборки ошибок положения КА путем добавления к ней рассчитанных ошибок.

Для получения выборки ошибок положения КА при обработке ИТНП используется метод Монте-Карло, суть которого в данном случае сводится к многократному моделированию процесса получения измерительной информации с требуемыми значениями СКО по измерениям дальности и радиальной скорости при нормальном законе распределения. Таким образом, для получения требуемой выборки необходимо многократно решить задачу. В тринадцатом блоке происходит оценивания достаточности набранной выборки ошибок положения КА. Если выборка достаточна, то в четырнадцатом блоке осуществляется расчет математического ожидания и СКО полученных результатов. Если выборки не достаточно, то процесс моделирования повторяется, начиная с третьего блока.

Результаты оценивания достижимой точности ошибок определения параметров движения окололунного космического аппарата

Программная реализация разработанной методики позволила оценить достижимые точности определения параметров движения окололунного КА по ИТНП современных РТС. Исходные данные для моделирования задавались исходя из соображений наибольшей наглядности и соответствия истинным процессам текущего времени.

Для большей наглядности начальные параметры движения КА были заданы лунными оскулирующими элементами орбиты, которые представлены в таблице 1.

Таблица 1

Начальные параметры движения окололунного КА

a	i	e	Ω	ω	u	Время
6000	58	0	0	0	0	00:00:00 2019.04.24

Характеристики РТС заданы для тех средств наземного комплекса управления, которые в настоящее время привлекаются для проведения ИТНП дальних КА:

- командно-измерительная система (КИС) «Кобальт-Р» на базе антенной системы (АС) ТНА-1500 (Медвежьи Озера);
- КИС «Клен-Д» на базе АС П-2500 (Уссурийск);
- НРТК «Кобальт-М-ФГ» на базе АС ТНА-1500 (Медвежьи Озера);
- НРТК «Фобос» на базе АС П-2500 (Уссурийск);
- наземные станции «Спектр-Х» на базе АС ТНА-57 (Медвежьи Озера, Байконур).

Среднеквадратические ошибки ИТНП для таких средств в среднем составляют по дальности – 10 м, по радиальной скорости – 0,3 мм/с.

Количество сеансов ИТНП – 5. Длительность проведения одного ИТНП – 10 минут. Частота получаемых измерений – одно измерение в секунду.

Для проведения 5 сеансов ИТНП по 10 минут, согласно заданной технологии с учетом характеристик РТС, сформирована совокупность зон проведения ИТНП, которая представлена в таблице 2.

Таблица 2

Зоны проведения ИТНП согласно выбранной технологии

№	Район РТС	Время входа в зону	Время выхода из зоны
1	Уссурийск	01:30:10	01:40:10
2	Медвежьи Озера	05:30:36	05:40:36
3	Байконур	07:27:42	07:37:42
4	Медвежьи Озера	10:38:08	10:48:08
5	Байконур	12:55:14	13:05:14

Для заданных исходных данных проведено 200 экспериментов, по результатам которых сформированы выборки случайных величин и построены функции распределения ошибок определения радиус-вектора и вектора скорости околорунного КА, графики которых представлены на рисунках 2 и 3.

Математическое ожидание ошибок определения радиус-вектора (местопределения) составляет 38 м, а СКО 29 м. Если предположить, что ошибка

местоопределения распределена по нормальному закону, то с вероятностью 0.9972 ошибка местоопределения по правилу трёх сигм не должна превышать 125 м.

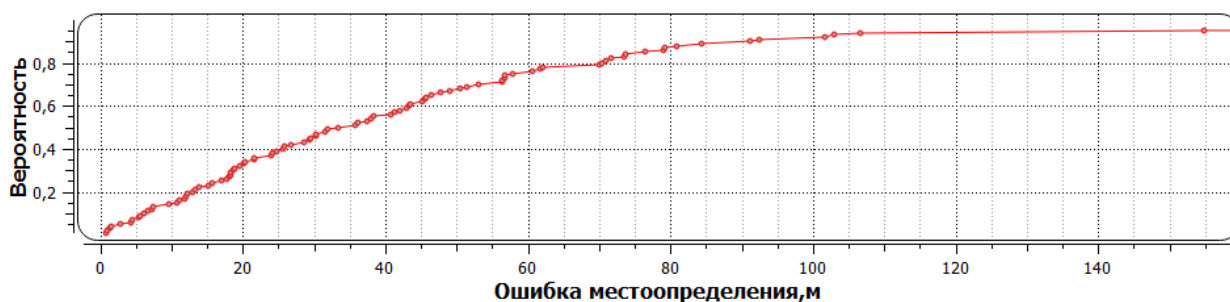


Рисунок 2 – Функция распределения ошибки местоопределения

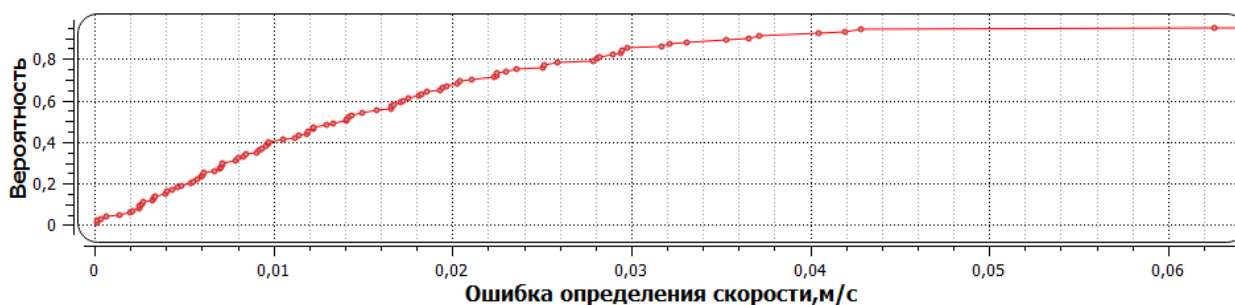


Рисунок 3 – Функция распределения ошибки определения скорости

Математическое ожидание ошибок определения величины вектора скорости составляет 0,015 м/с, а СКО 0,017 м/с. Если предположить, что ошибка определения скорости распределена по нормальному закону, то с вероятностью 0.9972 ошибка определения скорости по правилу трёх сигм не должна превышать 0,066 м/с.

Заключение

Проведенное исследование служит ориентиром для предсказания точностных характеристик определения или уточнения начальных условий движения КА на окололунной орбите. Применение технологии последовательного проведения 3–4

РТС 4–5 сеансов ИТНП с поверхности Земли, равномерно распределенных по времени на видимой части каждого витка КА вокруг Луны позволяет определять положение КА, с ошибками порядка десяти метров по координатам и десяти сантиметров в секунду по скорости. Следует отметить, что на полученные ошибки положения КА не влияют ошибки, связанные с расхождениями математической модели движения, используемой в методе наименьших квадратов, с реальным процессом полета КА вокруг Луны.

Библиографический список

1. Богачева М.Н. Оценка эффективности развития глобальной энергетики на базе использования лунных ресурсов «гелий-3» // Труды МАИ. 2010. № 38. URL: http://trudymai.ru/published.php?ID=14527&PAGEN_2=2
2. Ефанов В.В., Долгополов В.П. Луна. От исследования к освоению (к 50-летию космических аппаратов «Луна-9 и «Луна-10») // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 4 (34). С. 3 - 8.
3. Боровикова Е. Планы на космос // В мире науки. 2014. № 9. С. 10 - 11.
4. Митрофанов И.Г., Зеленый Л.М. Об освоении Луны. Планы и ближайшие перспективы // Земля и Вселенная. 2019 № 4(328). С. 16 - 37.
5. Кувшинова Е.Ю. Методика определения оптимальной траектории перелета с малой тягой между околоземной и окололунной орбитами // Труды МАИ. 2013. № 68. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=41742>

6. Веденева Н. Российские ученые разработали для Луны особую систему навигации // Московский комсомолец. 2018. № 27857. URL: <https://www.mk.ru/print/article/2115372/>
7. Багров А.В., Дмитриев А.О., Леонов В.А., Митькин А.С., Москатиных И.В., Сысоев В.К., Ширшаков А.Е. Глобальная оптическая навигационная система для Луны // Труды МАИ. 2018. № 99. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=91814>
8. Аверкиев Н.Ф., Васьков С.А., Салов В.В. Баллистическое построение систем космических аппаратов связи и пассивной радиолокации лунной поверхности // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. 2008. Т. 51. № 12. С. 66 – 73.
9. Аверкиев Н.Ф., Проценко П.А., Салов В.В., Селин В.А. Математическая модель движения космического аппарата при выведении на орбиту Луны // Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. 2010. № 626. С. 15 – 18.
10. Молотова Е.П., Тучина А.Г. Навигация космических аппаратов при исследовании дальнего космоса. – М.: Радиотехника, 2016. – 232 с.
11. Мамон П.А., Салов В.В. Динамика полёта к Луне. – СПб.: Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, 2009. – 137 с.
12. Аверкиев Н.Ф., Власов С.А., Салов В.В., Киселёв В.В. Оптимизация маршрута полета летательного аппарата // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2016. № 4. С. 33 – 37.
13. Салмин В.В., Старинова О.Л., Волоцуев В.В., Петрухина К.В., Ткаченко И.С., Гоголев М.Ю., Четвериков А.С., Матерова И.Л. Оптимизация околоземных и межпланетных миссий космических аппаратов с электрореактивными

- двигательными установками // Труды МАИ. 2012. № 60. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=35080>
14. Вернигора Л.В., Казмерчук П.В. Оптимизация траекторий КА с малой тягой методом линеаризации // Труды МАИ. 2019. № 106. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=105759>
15. Настоящее и будущее наземных комплексов управления дальними космическими аппаратами. URL: www.okbmei.ru/240118.html
16. Масалкин А.А.О, Колесник А.В., Проценко П.А. Методика планирования применения средств системы спутникового радиоконтроля // Труды МАИ. 2019. № 106. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=105700>
17. Васильева А.В., Седов Д.П. Принципы построения системы радиовысотометрической для измерения параметров движения возвращаемого аппарата // Труды МАИ. 2018. № 101. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=96987>
18. Колпин М.А., Проценко П.А., Слащев А.В. Методика оценивания эффективности функционирования наземного автоматизированного комплекса управления космическими аппаратами // Труды МАИ. 2017. № 92. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=77144>
19. Аверкиев Н.Ф. Синтез оптимального управления движением динамической системы // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. 2001. Т. 44. № 8. С. 21.
20. Эльясберг П.Е. Определение движения по результатам измерений. – М.: Наука, 1976. – 416 с.

21. Бетанов В.В., Байрамов К.Р. Методика повышения достоверности выборки измерений текущих навигационных параметров при определении параметров движения космического аппарата // Южно-Сибирский научный вестник. 2012. № 2 (2). С. 7 – 11.
22. Ломако Г.И. Определение и анализ движения по экспериментальным данным. - СПб.: МО СССР, 1983. – 263 с.