
ПРИБОРЫ И СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ

УДК 523.34:629.78:527.62
DOI: 10.17586/0021-3454-2018-61-10-844-854

АСТРОНОМИЧЕСКАЯ СИСТЕМА АВТОНОМНОЙ НАВИГАЦИИ И ОРИЕНТАЦИИ ИСКУССТВЕННЫХ СПУТНИКОВ ЛУНЫ

В. И. КУЗНЕЦОВ, Т. В. ДАНИЛОВА, Д. М. КОСУЛИН, М. А. АРХИПОВА

*Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, 197198, Санкт-Петербург, Россия
E-mail: vka@mil.ru*

Кратко описан метод виртуальных измерений зенитных расстояний звезд, лежащий в основе функционирования астрономической системы автономной навигации и ориентации (АСАНО), установленной на космических аппаратах (КА) лунной информационно-навигационной обеспечивающей системы (ЛИНОС). Проанализировано влияние погрешностей данных звездного каталога, а также погрешностей измерений в оптико-электронных приборах на точность навигационных определений КА. Приведены точностные характеристики различных технологических циклов функционирования АСАНО, которая может быть использована в качестве основного или резервного контура навигационно-баллистического обеспечения космического сегмента ЛИНОС и других искусственных спутников Луны. Создана имитационная модель функционирования АСАНО, путем моделирования получены точностные характеристики системы, а также обоснованы требования к приборным погрешностям измерений и точности координат, указанных в бортовом каталоге звезд.

Ключевые слова: программа освоения Луны, лунная информационно-навигационная обеспечивающая система, бортовой комплекс управления, автономная навигация, автономная ориентация, звездные датчики, оптико-электронные приборы

В настоящее время всесторонние исследования и проекты освоения Луны относятся к числу приоритетных для космических программ России, Китая, США, Индии, Японии, Израиля, а также Европейского космического агентства [1, 2]. Федеральная космическая программа России на 2016—2025 гг. содержит планы промышленного освоения Луны, которые подразумевают организацию транспортных потоков „Земля—Луна—Земля“, перемещение по поверхности Луны и вблизи ее поверхности мобильных транспортных средств [1, 3]. Для воплощения этих планов требуется создать лунную информационно-навигационную обеспечивающую систему (ЛИНОС) длительного функционирования, которая обеспечит глобальной оперативной связью и навигационными данными лунные стационарные станции и мобильные транспортные средства [4—7].

Навигационно-баллистическое обеспечение окололунных орбитальных объектов, в том числе космических аппаратов ЛИНОС, возможно, с одной стороны, за счет размещения на поверхности Луны сети специализированных стационарных пунктов управления, с другой — путем создания бортовых систем навигации и ориентации. Отметим, что по мере удаления от

Земли роль автономных средств управления космическими аппаратами (КА) возрастает. Особую актуальность приобретают системы навигации, основанные на измерениях относительно естественных астрономических полей.

Целью работы является создание имитационной модели функционирования астрономической системы автономной навигации и ориентации (АСАНО), получение на основе моделирования точностных характеристик системы, а также обоснование требований к приборным погрешностям измерений и точности координат, приведенных в бортовом каталоге звезд (БКЗ).

В основе предлагаемой АСАНО для искусственных спутников Луны лежит метод виртуальных измерений зенитных расстояний звезд (ВИЗРЗ), разработанный для искусственных спутников Земли [8—11]. Метод промоделирован в среде автоматизированной системы научных исследований методов и алгоритмов автономной навигации и ориентации: АСНИ 1.1 [12], АСНИ 2.0 [13].

Метод позволяет решать задачи навигации и ориентации, используя измерения оптико-электронных приборов (ОЭП). Для решения навигационной задачи используются ОЭП, помещенные в кардановы подвесы (минимум два); для задачи ориентации — ОЭП, жестко закрепленные на корпусе. Алгоритм совместного решения задач реализован так, что навигационная задача использует промежуточные результаты решения задачи ориентации, и наоборот, что обеспечивает повышение точностных характеристик. ОЭП, помещенные в кардановы подвесы, визируют навигационные звезды (НЗ): звездная величина 1,25 и менее, а также Полярная звезда (всего 21 объект).

Для точных навигационных определений целесообразно использовать навигационные ориентиры, расположенные вблизи полюса и плоскости оцениваемой орбиты, т.е. для достижения оптимума достаточно измерения двух углов. Поэтому перед измерительным сеансом по данным опорной орбиты с учетом засветки от Солнца, Луны и затенения линии визирования Землей из списка НЗ выбирается пара субоптимальных, относительно которых измеряются зенитные углы.

Высокую точность метода ВИЗРЗ обеспечивают алгоритмы расчета зенитных расстояний звезд и распознавания, а также подсистема оптимизации программы измерений путем минимизации линейной комбинации дисперсий уточняемых параметров орбиты [14, 15].

Навигационный параметр — зенитное расстояние звезды — не измеряется, а рассчитывается на основе измеренных координат звезд. В качестве зенитного расстояния звезды рассчитывается угол φ между направлением на звезду и осью S текущей орбитальной системы координат (ТОСК), что позволяет преодолеть рассогласование осей фактической и опорной орбит.

Расчет навигационного параметра. Орт визируемой звезды в ТОСК — вектор $\mathbf{b}(b_S, b_T, b_W)$ — рассчитывается с использованием матриц перехода (МП) между системами координат:

$$\mathbf{b} = \mathbf{M}_2 \mathbf{M}_1 \mathbf{a}, \quad (1)$$

где \mathbf{M}_1 — МП из приборной системы координат (ПСК) в связанную систему координат (ССК), рассчитывается через углы, поставляемые датчиками карданова подвеса; \mathbf{M}_2 — МП из ССК в ТОСК, формируется через углы тангажа (ϑ), рыскания (ψ) и крена (γ); $\mathbf{a}(0; 0; 1)$ — направляющие косинусы визируемой звезды в ПСК. В этом случае $\varphi = \arccos(b_S)$, $0 \leq \varphi \leq \pi$.

Навигационная задача решается традиционно, с использованием сглаживающего фильтра. Например, в случае применения метода наименьших квадратов (МНК) поправки к начальной точке орбиты определяют итеративно:

$$\Delta \mathbf{q}_{0l} = \left(\sum_{j=1}^N \mathbf{G}_{0j}^T \mathbf{P}_j \mathbf{G}_{0j} \right)^{-1} \left(\sum_{j=1}^N \mathbf{G}_{0j}^T \mathbf{P}_j \Delta \mathbf{L}_j \right), \quad (2)$$

где l — номер итерации; j — номер навигационного сеанса; N — число навигационных сеансов на мерном интервале; $\Delta \mathbf{q}_{0l}$ — поправка к начальным параметрам орбиты на итерации l ; \mathbf{P}_j — весовая матрица измерений, $\mathbf{P}_j = \mathbf{K}_{\varphi j}^{-1}$, $\mathbf{K}_{\varphi j}$ — матрица вторых моментов погрешностей измерений; $\Delta \mathbf{L}_j$ — вектор невязок измерений, $\Delta \mathbf{L}_j = \mathbf{L}_{j \text{ изм}} - \mathbf{L}_{j \text{ расч}}$, $\mathbf{L}_{j \text{ изм}}$ и $\mathbf{L}_{j \text{ расч}}$ — измеренные и расчетные значения навигационной вектор-функции (в данной задаче — углы φ); \mathbf{G}_{0j} — градиентная матрица, $\mathbf{G}_{0j} = \mathbf{G}_j \Phi_{0j}$, \mathbf{G}_j — локальная градиентная матрица, $\mathbf{G}_j = \partial \mathbf{L}_j / \partial \mathbf{q}_j$; Φ_{0j} — матрица изохронных производных, $\Phi_{0j} = \partial \mathbf{q}_j / \partial \mathbf{q}_0$, \mathbf{q}_0 и \mathbf{q}_j — начальные и текущие параметры орбиты.

Задача ориентации. Для решения задачи ориентации также используется алгоритм (2). Оценки параметров ориентации формируются как сглаженные за мерный интервал, на основе МНК. При этом вектор уточняемых параметров \mathbf{q} содержит оценки значений параметров закона динамики углов ориентации; элементами измеряемой вектор-функции \mathbf{L} являются приборные координаты звезд.

При решении задачи ориентации используются различные законы фактической динамики углов ориентации: синусоидальный $a = a_0 + a_1 \sin(a_2 t + a_3)$, квадратичный $a = a_0 + a_1 t + a_2 t^2$, линейный $a = a_0 + a_1 t$, однопараметрический $a = a_0$. Например, при синусоидальном законе решается двенадцатимерная задача: определяются четыре параметра для каждого из трех углов. В общем виде зависимость углов ориентации от их динамики a_{km} запишем как $u_k = f(a_{km})$, где $k = 1, 2, 3$ — номер угла ориентации (соответственно тангаж, рысканье, крен); $m = 0, \dots, 3$ — номер параметра. Тогда элементы матрицы Φ_{0j} — частные производные по времени от функций динамики. Местная градиентная матрица имеет вид

$$\mathbf{G}_j^T = \left(\partial \xi_{ji} / \partial q_{jk}, \partial \eta_{ji} / \partial q_{jk} \right),$$

где ξ_{ji} и η_{ji} — измеренные координаты рабочих звезд; $j = 1, \dots, n$ — номер навигационного сеанса; $i = 1, \dots, 5$ — номер ОЭП.

Элементы градиентной матрицы представим в виде:

$$\partial \xi / \partial a_{km} = \partial \xi / \partial u_k \partial u_k / \partial a_{km}, \quad \partial \eta / \partial a_{km} = \partial \eta / \partial u_k \partial u_k / \partial a_{km}.$$

Ограничимся рассмотрением производных $\partial \xi / \partial u_k$ и $\partial \eta / \partial u_k$.

Из (1) следует, что $\mathbf{a} = \mathbf{M}_1^{-1} \mathbf{M}_2^{-1} \mathbf{b}$, где $\mathbf{M}_1^{-1} = \mathbf{M}_1^T$, $\mathbf{M}_2^{-1} = \mathbf{M}_2^T$. Тогда, например, для тангажа ϑ ($k=1$) искомые производные таковы:

$$\begin{aligned} \frac{\partial \xi}{\partial \vartheta} &= C \{ [-\sin \lambda \cdot A + \cos \lambda (Bb_S - Db_T)] (-\xi^2 - f^2) + \\ &+ [-\cos \lambda \sin \rho \cdot A - \sin \lambda \sin \rho (Bb_S - Db_T) + \cos \rho (Eb_S + Gb_T)] \eta \xi \}, \\ \frac{\partial \eta}{\partial \vartheta} &= C \{ [-\cos \lambda \sin \rho \cdot A - \sin \lambda \sin \rho (Bb_S - Db_T) + \\ &+ \cos \rho (Eb_S + (\cos \vartheta \cos \gamma - \sin \vartheta \sin \psi \sin \gamma) b_T)] (-\eta^2 - f^2) + \\ &+ [-\sin \lambda \cdot A + \cos \lambda (Bb_S - Db_T)] \eta \xi \}, \end{aligned}$$

где λ и ρ — углы крепления ОЭП на корпусе КА; f — фокусное расстояние ОЭП;

$$A = (-\cos \vartheta \cos \psi \cdot b_S - \sin \vartheta \cos \psi \cdot b_T); B = (-\sin \vartheta \sin \gamma + \cos \vartheta \sin \psi \cos \gamma);$$

$$C = \sqrt{(\xi^2 + \eta^2 + f^2)} / f^2; D = (\cos \vartheta \sin \gamma + \sin \vartheta \sin \psi \cos \gamma);$$

$$E = (-\sin \vartheta \cos \gamma - \cos \vartheta \sin \psi \sin \gamma); G = (\cos \vartheta \cos \gamma - \sin \vartheta \sin \psi \sin \gamma).$$

Результаты моделирования. К настоящему времени построена модель функционирования АСАНУ на основе метода ВИЗРЗ для окололунных орбитальных объектов. Процесс решения задачи навигации и ориентации методом ВИЗРЗ промоделирован достаточно детально, что позволяет оценить точностные характеристики разрабатываемой АСАНУ.

Моделирование осуществлялось для орбитальной группировки ЛИНОС, состоящей из восемнадцати КА с высотой орбиты 4260 км и наклонением 58°, размещенных в трех плоскостях со сдвигом плоскостей на 120°, по шесть КА в плоскости (с шагом 60°) [4—6]. Задача навигации и ориентации решалась на мерном интервале (МИ) в один виток орбитального полета КА при 500 измерениях на интервале. Исходные данные для пяти вычислительных экспериментов задачи навигации и ориентации представлены в табл. 1 (большая полуось орбиты 6000 км, эксцентриситет 0,01, наклонение плоскости орбиты 58°, Ω — аргумент восходящего узла, ω — аргумент перигея, Θ — истинная аномалия).

Таблица 1

КА	Плоскость орбиты	Параметры орбиты — оскулирующие элементы		
		Ω, \dots°	ω, \dots°	Θ, \dots°
КА-1.1	1	0	0	0
КА-1.2	1	0	0	60
КА-1.3	1	0	0	120
КА-1.4	1	0	0	180
КА-1.5	1	0	0	240
КА-1.6	1	0	0	300
КА-2.1	2	120	15	0
КА-2.2	2	120	15	60
КА-2.3	2	120	15	120
КА-2.4	2	120	15	180
КА-2.5	2	120	15	240
КА-2.6	2	120	15	300
КА-3.1	3	240	30	0
КА-3.2	3	240	30	60
КА-3.3	3	240	30	120
КА-3.4	3	240	30	180
КА-3.5	3	240	30	240
КА-3.6	3	240	30	300

Обоснование выбора количества измерений на мерном интервале. С целью обоснования рационального количества измерений проведен вычислительный эксперимент 1, показавший зависимость точности навигационных определений от количества измерений (табл. 2, рис. 1). Моделировался так называемый статистический режим решения задачи навигации и ориентации, осуществляемый на 35 последовательных витках орбитального полета КА-1.1 при 100, 300, 500, 750 и 1000 измерениях на витке.

Таблица 2

N	R', м				V', мм/с			
	Δ	σ	χ	max	Δ	σ	χ	max
100	0,800	0,435	2,105	2,930	0,100	0,052	0,255	0,315
300	0,480	0,202	1,086	1,640	0,062	0,024	0,136	0,200
500	0,340	0,166	0,838	1,220	0,045	0,023	0,114	0,178
750	0,310	0,157	0,781	1,090	0,041	0,021	0,104	0,148
1000	0,250	0,125	0,625	0,846	0,034	0,015	0,080	0,114

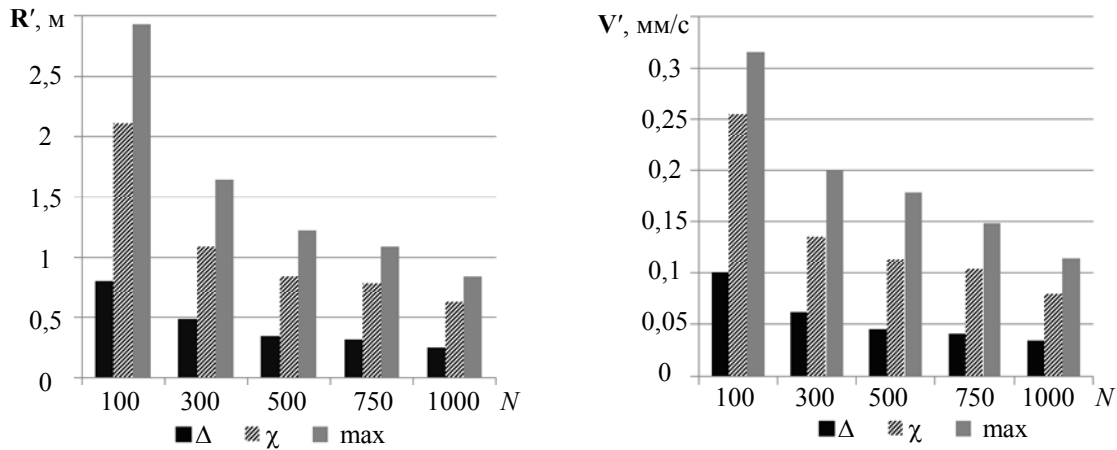


Рис. 1

В экспериментах исследовались следующие показатели точности метода: средние (Δ) и среднеквадратические отклонения (σ), верхние границы доверительных интервалов ($\chi = \Delta + 3\sigma$), а также максимальные значения (max) отклонений селеноцентрических векторов положения (R') и скорости (V') КА. Анализ таблицы и графиков показывает существенное возрастание точности при увеличении количества измерений N от 100 до 500 и снижение роста точности при дальнейшем увеличении N , поэтому $N=500$ выбрано для дальнейших вычислительных экспериментов.

Обоснование требований к точности каталога звезд. Для использования метода ВИЗРЗ, основанного на измерениях в ОЭП характеристик наблюдаемого звездного поля и последующем распознавании звезд, требуется высокоточный БКЗ. С целью обоснования требований к точности БКЗ проведен 2-й вычислительный эксперимент. Исследовалось влияние точности данных каталога на результат распознавания, а также на точностные характеристики метода.

В качестве показателя результативности процесса распознавания принято отношение числа сеансов, на которых распознавание осуществлено успешно, к общему числу сеансов (p). На рис. 2 для вычислительных экспериментов 2а представлена зависимость качества распознавания звезд от погрешностей БКЗ ($\sigma_{\text{БКЗ}}$). Как видно из рисунка, для качественного распознавания звезд требуется $\sigma_{\text{БКЗ}} \leq 0,12''$.

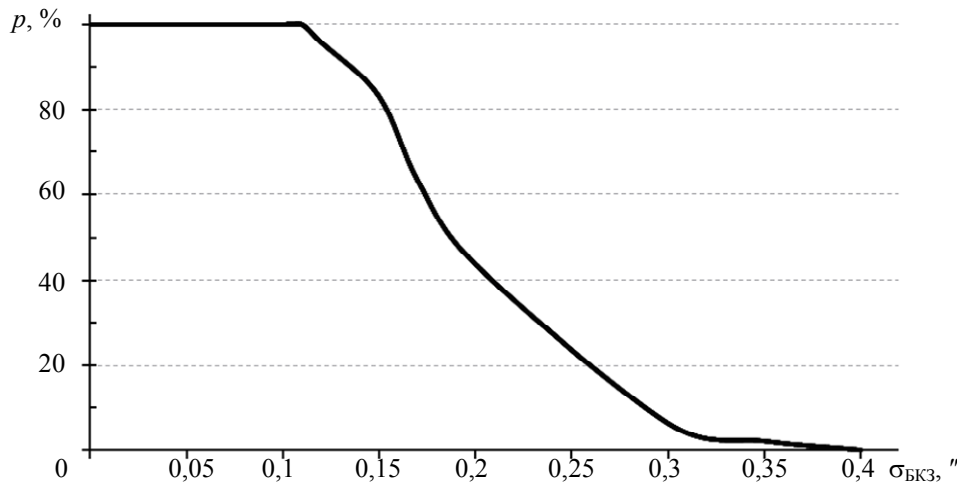


Рис. 2

На рис. 3 для эксперимента 2б представлены зависимости точностных характеристик метода от $\sigma_{\text{БКЗ}}$. Исследовались те же показатели, что и в эксперименте 1, однако диапазон

погрешностей БКЗ шире, чем для 2а. Из результатов экспериментов 2а и 2б следует, что $\sigma_{\text{БКЗ}}$ влияет на точность метода, но при изменении $\sigma_{\text{БКЗ}}$ от 0,001" до верхнего предела допустимого интервала (0,12") это влияние несущественно.

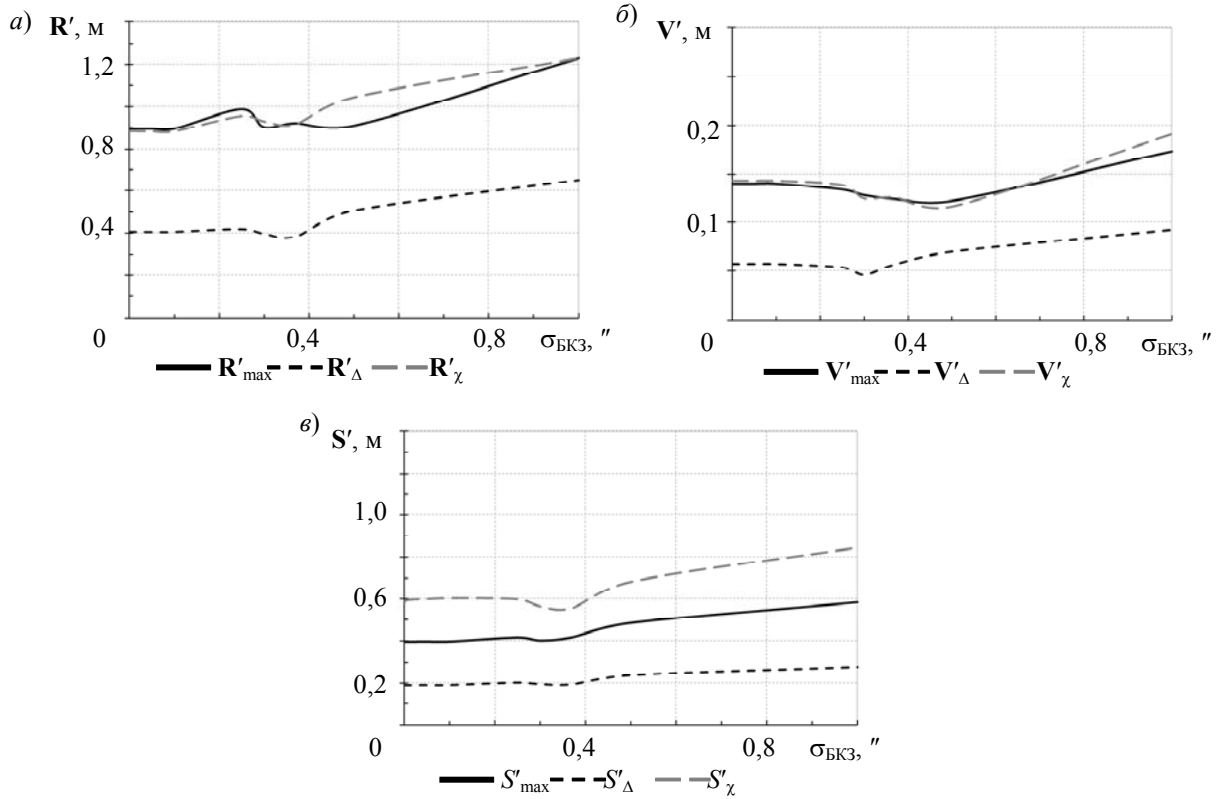


Рис. 3

Исследование влияния приборных погрешностей измерений в ОЭП на точность навигационных определений. Для методов навигации, основанных на однородных измерениях и использующих в качестве сглаживающего фильтра МНК (а к таковым относится и метод ВИЗРЗ), характерна практически линейная зависимость погрешностей формирования навигационных оценок от случайных погрешностей измерителей.

На рис. 4 для вычислительного эксперимента 3 представлены зависимости оценок параметров орбиты от приборных погрешностей измерений координат звезд в ОЭП ($\sigma_{\text{ОЭП}}$). Моделирование проводилось для КА-1.5, оценки навигационных определений которого, как будет показано ниже, являются наихудшими в сравнении с другими КА ЛИНОС.

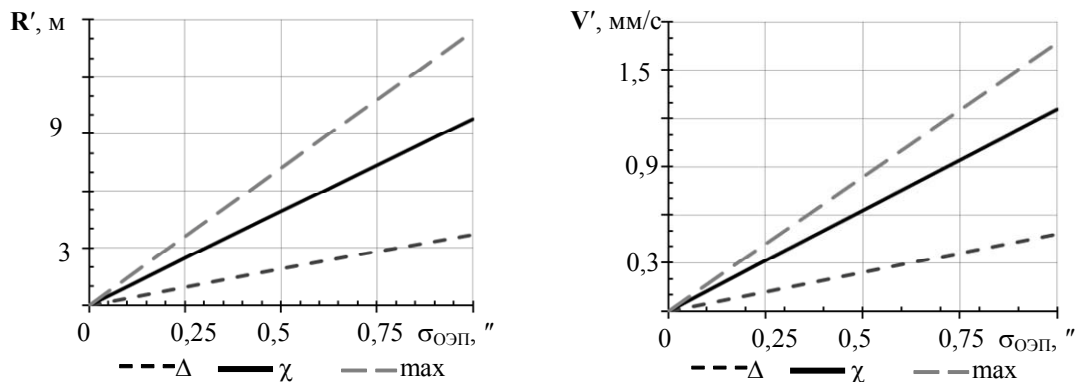


Рис. 4

Как видно из графика, для обеспечения точности определения положения КА в пределах 1 м должно выполняться условие $\sigma_{\text{ОЭП}} \leq 0,1''$.

Точностные характеристики метода ВИЗРЗ применительно к КА ЛИНОС. Исследуются следующие ТЦ функционирования АСАНО:

1) ТЦ1 — последовательное решение навигационной задачи на каждом МИ (основной технологический цикл);

2) ТЦ2 — чередование режимов (1/1): решение навигационной задачи на одном МИ, баллистический прогноз в течение одного МИ;

3) ТЦ3 — чередование режимов (1/3): решение навигационной задачи на одном МИ; баллистический прогноз в течение трех МИ;

4) ТЦ4 — чередование режимов (1/5): решение навигационной задачи на одном МИ; баллистический прогноз в течение пяти МИ;

5) ТЦ5 — одно решение навигационной задачи и баллистический прогноз в течение 34 МИ. Данный цикл приводится с целью анализа динамики расхождения орбит при длительном баллистическом прогнозе.

В табл. 3 для вычислительного эксперимента 4 представлены результаты моделирования ТЦ1. Эксперимент проводился в течение 35 витков для двенадцати КА, с параметрами орбит из табл. 1. Состав измерителей: два ОЭП — в кардановом подвесе, один ОЭП жестко закреплен на корпусе, $N=500$; $\sigma_{\text{ОЭП}} = 0,1''$; погрешности системы ориентации по тангажу, рысканью и крену 1° ; $\sigma_{\text{БКЗ}} = 0,005''$. Момент начала первого мерного интервала — 25.07.2017; 09:10:45 (выбран произвольно).

Таблица 3

КА	$R', \text{ м}$				$V', \text{ мм/с}$				$S', \text{ м}$			
	Δ	σ	χ	max	Δ	σ	χ	max	Δ	σ	χ	max
КА-1.1	0,34	0,166	0,838	1,22	0,045	0,0231	0,114	0,178	0,123	0,102	0,429	0,500
КА-1.3	0,37	0,202	0,976	1,59	0,050	0,0277	0,133	0,202	0,134	0,112	0,470	0,578
КА-1.5	0,37	0,203	0,979	1,44	0,048	0,0259	0,126	0,167	0,137	0,105	0,452	0,517
КА-1.6	0,38	0,183	0,929	1,49	0,049	0,0260	0,127	0,208	0,150	0,128	0,534	0,693
КА-2.1	0,33	0,170	0,840	1,28	0,044	0,0251	0,119	0,201	0,113	0,106	0,431	0,543
КА-2.3	0,31	0,149	0,757	1,25	0,044	0,0227	0,112	0,183	0,0945	0,0785	0,330	0,465
КА-2.4	0,33	0,182	0,876	1,23	0,046	0,0254	0,122	0,166	0,110	0,0964	0,399	0,533
КА-2.5	0,29	0,145	0,725	1,08	0,040	0,0208	0,102	0,148	0,0937	0,0809	0,336	0,504
КА-3.2	0,34	0,178	0,874	1,26	0,046	0,0245	0,120	0,165	0,109	0,0949	0,394	0,530
КА-3.3	0,34	0,188	0,904	1,19	0,047	0,0248	0,121	0,160	0,107	0,0856	0,364	0,518
КА-3.5	0,36	0,185	0,915	1,25	0,048	0,0258	0,125	0,166	0,125	0,101	0,428	0,542
КА-3.6	0,33	0,167	0,931	1,55	0,044	0,0221	0,110	0,229	0,125	0,104	0,437	0,626

Анализ данных табл. 3 показывает, что $R'_\chi \leq 1 \text{ м}$; $S'_\chi \leq 0,6 \text{ м}$, $V'_\chi \leq 0,25 \text{ мм/с}$.

Возможные ТЦ функционирования АСАНО исследовались в вычислительном эксперименте 5. Основным штатным режимом функционирования АСАНО является ТЦ1: последовательное использование метода ВИЗРЗ, формирующего поправки к оценкам параметров орбиты и ориентации после каждого МИ и тем самым поддерживающего необходимую точность навигационных определений и данных об ориентации в процессе полета. Вместе с тем очевидно, что при высокоточном решении навигационной задачи некоторое время (виток или более) может выполняться баллистический прогноз без проведения измерений и решения навигационной задачи.

Длительность МИ равна времени одного витка. Моделирование проводилось для КА-1.5. Анализировались апостериорные погрешности определения положения КА на каждом витке: R'_Δ и R'_χ . На рис. 5 представлены графики анализируемых погрешностей, здесь n — номер МИ (витка), после 35 витков $R'_\Delta = 30,8$, $R'_\chi = 31,6 \text{ м}$.

Линия тренда для ТЦ1 показывает, что динамика колебаний погрешностей определения положения КА при последовательных (виток за витком) решениях навигационной задачи по

методу ВИЗРЗ незначительна и практически совпадает с обобщенными по всем виткам оценками R'_Δ и R'_χ из табл. 3 (0,37 и 0,979 м соответственно).

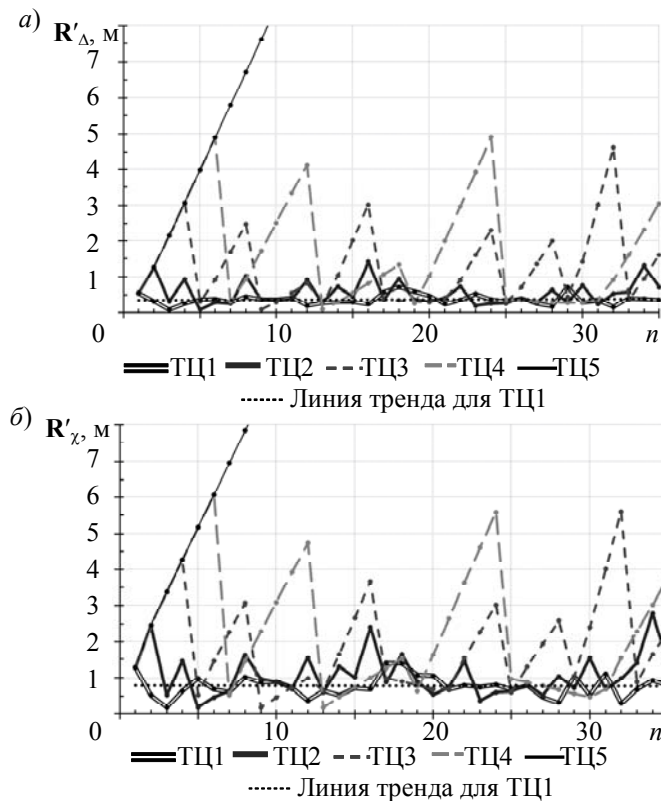


Рис. 5

Выбор рационального ТЦ функционирования системы обусловлен требованиями к точности навигационных определений, т.е. типом КА, его полетной программой.

Обобщенные рекомендации по выбору ТЦ функционирования АСАНО для КА ЛИНОС в зависимости от требований к апостериорной точности оценок положения КА приведены в табл. 4.

Таблица 4

Погрешность, не более, м	Рекомендуемый ТЦ
0,4—0,8	ТЦ1
1–2	ТЦ2
3	ТЦ3
5	ТЦ4

В заключение отметим, что АСАНО постоянно развивается по следующим направлениям:

- повышение устойчивости решения задач навигации и ориентации;
- развитие алгоритмической базы метода ВИЗРЗ;
- повышение точностных характеристик,
- сокращение состава бортовых измерителей,
- расширение функциональных возможностей.

Данная система может быть использована в качестве основного или резервного контура навигационно-баллистического обеспечения КА ЛИНОС, а также других окололунных орбитальных объектов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Постановление Правительства РФ от 23.03.2016 № 230 „Федеральная космическая программа России на 2016–2025 годы“.
2. Пять планов колонизации Луны // Все о космосе. 2017 [Электронный ресурс]: <<https://aboutspacejournal.net/2017/02/20/>>.
3. *Павельцев П.* О новой Федеральной космической программе // Новости космонавтики. 2016. № 3 [Электронный ресурс]: <<http://novosti-kosmonavtiki.ru/mag/2015/2403/>>.
4. *Чеботарев В. Е., Шмаков Д. Н., Анжина В. А.* Концепция лунной системы спутниковой связи // Исследования наукограда. 2014. № 1. С. 26—31.
5. *Чеботарев В. Е., Кудымов В. И., Звонарь В. Д., Внуков А. А., Владимиров А. В.* Концепция околорунной навигации // Исследования наукограда. 2014. № 4. С. 14—20.
6. *Косенко В. Е., Звонарь В. Д., Чеботарев В. Е.* Лунная информационно-навигационная обеспечивающая система // Сб. тр. Науч.-техн. конф. „Инновационные автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований. Актуальные вопросы создания служебных и научных систем“. Анапа, 06—11 сентября 2015 г. НПО им. С.А. Лавочкина, 2015. С. 323—329.
7. *Гордиенко Е. С., Ивашкин В. В., Симонов А. В.* Анализ устойчивости орбит искусственных спутников Луны и выбор конфигурации лунной навигационной спутниковой системы // Вестн. НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 4. С. 40—54.
8. *Kuznetsov V. I., Danilova T. V.* A System of Autonomous Navigation and Orientation for Satellites Based on Virtual Measurements of Zenith Distances of Stars // *Cosmic Research*. 2011. Vol. 49, N 6. P. 538—545.
9. *Kuznetsov V. I., Danilova T. V.* Multifunctional Astronomical Self-Organizing System of Autonomous Navigation and Orientation for Artificial Earth Satellites // *Cosmic Research*. 2017. Vol. 55, N 2. P. 142—158.
10. *Кузнецов В. И., Данилова Т. В.* Теория и практика навигационного обеспечения применения ВС РФ. Ч. 2. Автономная астрономическая навигация и ориентация космических аппаратов: монография. СПб: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2015. 233 с.
11. Пат. 2454631 РФ. Способ автономной навигации и ориентации космических аппаратов на основе виртуальных измерений зенитных расстояний звезд / *В. И. Кузнецов, Т. В. Данилова, Д. М. Косулин*. Заявл. 28.10.2010. Оpubл. 27.06.2012. Бюл. № 18.
12. Свид. о гос. рег. прогр. для ЭВМ 2013617182 РФ. Программный комплекс расчетно-информационного обеспечения автоматизированной системы научных исследований методов и алгоритмов автономной навигации и ориентации космических аппаратов (АСНИ 1.1) / *В. И. Кузнецов, Т. В. Данилова, М. А. Архипова*. Заявл. 19.06.2013. Оpubл. 20.09.2013.
13. Свид. о гос. рег. программ для ЭВМ 2013617181 РФ. Программный модуль автономного определения параметров орбиты и ориентации корпуса космического аппарата в пространстве при отсутствии априорной информации в автоматизированной системе научных исследований проблем орбитального движения (АСНИ 2.0) / *В. И. Кузнецов, Т. В. Данилова, М. А. Архипова*. Заявл. 19.06.2013. Оpubл. 05.08.2013.
14. *Кузнецов В. И., Силов В. Н., Данилова Т. В.* Алгоритмы и программы оптимальной стратегии измерений в задачах автономной навигации космических аппаратов // Изв. вузов. Приборостроение. 2003. Т. 46, № 4. С. 43—50.
15. *Данилова Т. В.* Формирование оптимальной программы измерений при минимизации максимальной дисперсии для неоднородного состава измерений // Сб. алгоритмов и программ типовых задач. СПб: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2007. Вып. 26. С. 410—416.

Сведения об авторах

- Владислав Иванович Кузнецов** — д-р техн. наук, старший научный сотрудник; ВКА им. А. Ф. Можайского, Военный институт (научно-исследовательский);
E-mail: vladislav.kuzn@yandex.ru
- Тамара Валентиновна Данилова** — канд. техн. наук; ВКА им. А. Ф. Можайского, Военный институт (научно-исследовательский); старший научный сотрудник;
E-mail: danitoma58@yandex.ru

- Дмитрий Михайлович Косулин** — канд. воен. наук; ВКА им. А. Ф. Можайского, кафедра оперативного искусства и тактики; старший преподаватель;
E-mail: kodmix@yandex.ru
- Марина Александровна Архипова** — ВКА им. А. Ф. Можайского, Военный институт (научно-исследовательский); старший научный сотрудник;
E-mail: marina_arhipova@mail.ru

Поступила в редакцию
04.12.17 г.

Ссылка для цитирования: Кузнецов В. И., Данилова Т. В., Косулин Д. М., Архипова М. А. Астрономическая система автономной навигации и ориентации искусственных спутников Луны // Изв. вузов. Приборостроение. 2018. Т. 61, № 10. С. 844—854.

ASTRONOMICAL SYSTEM OF AUTONOMOUS NAVIGATION AND ORIENTATION OF ARTIFICIAL SATELLITES ORBITING THE MOON

Kuznetsov V. I., Danilova T. V., Kosulin D. M., Arkhipova M. A.

A. F. Mozhaisky Military Space Academy, 197198, St. Petersburg, Russia
E-mail: vka@mil.ru

The method of virtual measurements of zenith distances of stars, constituting the basis of astronomical on-board system of autonomous navigation and orientation (ASANO) for spacecrafts (SC) included into lunar information and navigation support system (LINSS), is described briefly. The effects of errors in the stellar catalog, and errors in measurements carried out with optical-electronic devices on the accuracy of navigational calculations of SC, are analyzed. Characteristics of accuracy of various technological cycles in ASANO functioning are presented. It is noted that the system can be used as the main or backup contour of navigation and ballistic support for the LINSS space segment and other artificial satellites orbiting the Moon. A simulation model of ASANO functioning is created, the accuracy characteristics of the system are obtained by means of modeling, and the requirements for instrumental errors of measurement and accuracy of coordinates specified in the onboard catalog of stars are justified.

Keywords: moon exploration program, lunar information and navigation support system, onboard control complex, autonomous navigation, autonomous orientation, stellar sensors, optical-electronic devices

REFERENCES

1. *Postanovleniye Pravitel'stva RF ot 23.03.2016 № 230 "Federal'naya kosmicheskaya programma Rossii na 2016–2025 gody"* (Resolution of the Government of the Russian Federation from 23.03.2016 No. 230 "The Federal Space Program of Russia for 2016–2025"). (in Russ.)
2. <https://aboutspacejournal.net/2017/02/20/>. (in Russ.)
3. <http://novosti-kosmonavtiki.ru/mag/2015/2403/>. (in Russ.)
4. Chebotarev V.E., Shmakov D.N., Anzhina V.A. *The Research of the Science City*, 2014, no. 1, pp. 26–31. (in Russ.)
5. Chebotarev V.E., Kudymov V.I., Zvonar' V.D., Vnukov A.A., Vladimirov A.V. *The Research of the Science City*, 2014, no. 4, pp. 14–20. (in Russ.)
6. Kosenko V.E., Zvonar' V.D., Chebotarev V.E. *Innovatsionnyye avtomaticheskiye kosmicheskiye apparaty dlya fundamental'nykh i prikladnykh nauchnykh issledovaniy. Aktual'nyye voprosy sozdaniya sluzhebnykh i nauchnykh sistem* (Innovative Automatic Spacecraft for Basic and Applied Scientific Research. Topical Issues of Creation of Service and Scientific Systems), Proceedings of the Scientific and Technical Conference, Anapa, 06–11 September 2015, Lavochkin Association, 2015, pp. 323–329. (in Russ.)
7. Gordiyenko E.S., Ivashkin V.V., Simonov A.V. *Vestnik NPO im. S.A. Lavochkina*, 2016, no. 4, pp. 40–54. (in Russ.)
8. Kuznetsov V.I., Danilova T.V. *Cosmic Research*, 2011, no. 6(49), pp. 538–545.
9. Kuznetsov V.I., Danilova T.V. *Cosmic Research*, 2017, no. 2(55), pp. 142–158.
10. Kuznetsov V.I., Danilova T.V. *Teoriya i praktika navigatsionnogo obespecheniya primeneniya VS RF. Chast' 2. Avtonomnaya astronomicheskaya navigatsiya i oriyentatsiya kosmicheskikh apparatov* (Theory and Practice of Navigation Support for the Use of the Armed Forces of the Russian Federation. Part 2. Autonomous Astronomical Navigation and Orientation of Spacecrafts), St. Petersburg, 2015, 233 p. (in Russ.)
11. Patent RU 2454631, *Sposob avtonomnoy navigatsii i oriyentatsii kosmicheskikh apparatov na osnove*

- virtual'nykh izmereniy zenitnykh rasstoyaniy zvezd* (Way of Autonomous Navigation and Orientation of Spacecrafts on the Basis of Virtual Measurements of Zenithal Distances of Stars), V.I. Kuznetsov, T.V. Danilova, D.M. Kosulin, Priority 28.10.2010, Published 27.06.2012, Bulletin 18. (in Russ.)
12. Certificate on the state registration of the computer programs 2013617182 RU, *Programmnyy kompleks raschetno-informatsionnogo obespecheniya avtomatizirovannoy sistemy nauchnykh issledovaniy metodov i algoritmov avtonomnoy navigatsii i oriyentatsii kosmicheskikh apparatov (ASNI 1.1)* (Software Complex of Calculation and Information Support of the Automated System of Scientific Research of Methods and Algorithms of Autonomous Navigation and Orientation of Spacecraft (ASNI 1.1)), V.I. Kuznetsov, T.V. Danilova, M.A. Arkhipova, Priority 19.06.2013, Published 20.09.2013. (in Russ.)
 13. Certificate on the state registration of the computer programs 2013617181 RU, *Programmnyy modul' avtonomnogo opredeleniya parametrov orbity i oriyentatsii korpusa kosmicheskogo apparata v prostranstve pri otsutstvii apriornoy informatsii v avtomatizirovannoy sisteme nauchnykh issledovaniy problem orbital'nogo dvizheniya (ASNI 2.0)* (The Program Module of Autonomous Determination of Parameters of an Orbit and Orientation of the Case of the Spacecraft in Space in the Absence of Aprioristic Information in the Automated System of Scientific Research of Problems of the Orbital Movement (ASNI 2.0)), V.I. Kuznetsov, T.V. Danilova, M.A. Arkhipova, Priority 19.06.2013, Published 05.08.2013. (in Russ.)
 14. Kuznetsov V.I., Silov V.N., Danilova T.V. *Journal of Instrument Engineering*, 2003, no. 4(46), pp. 43–50. (in Russ.)
 15. Danilova T.V. *Formirovaniye optimal'noy programmy izmereniy pri minimizatsii maksimal'noy dispersii dlya neodnorodnogo sostava izmereniy. Sbornik algoritmov i programm tipovykh zadach* (Formation of the Optimal Measurement Program while Minimizing the Maximum Dispersion for Heterogeneous Composition of Measurements. Collection of Algorithms and Programs of Typical Tasks), St. Petersburg, 2007, no. 26, pp. 410–416. (in Russ.)

Data on authors

- Vladislav I. Kuznetsov** — Dr. Sci., Senior Scientist; A. F. Mozhaisky Military Space Academy, Military Research Institute; E-mail: vladislav.kuzn@yandex.ru
- Tamara V. Danilova** — PhD; A. F. Mozhaisky Military Space Academy, Military Research Institute; Senior Scientist; E-mail: danitoma58@yandex.ru
- Dmitry M. Kosulin** — PhD; A. F. Mozhaisky Military Space Academy, Department of Operative Art and Tactics; Senior Lecturer; E-mail: kodmix@yandex.ru
- Marina A. Arkhipova** — A. F. Mozhaisky Military Space Academy, Military Research Institute; Senior Scientist; E-mail: marina_arhipova@mail.ru

For citation: Kuznetsov V. I., Danilova T. V., Kosulin D. M., Arkhipova M. A. Astronomical system of autonomous navigation and orientation of artificial satellites orbiting the Moon. *Journal of Instrument Engineering*. 2018. Vol. 61, N 10. P. 844—854 (in Russian).

DOI: 10.17586/0021-3454-2018-61-10-844-854