

МЕТОД РАСЧЕТА ТОЧНОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК СИСТЕМЫ АВТОНОМНОЙ НАВИГАЦИИ И ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

В. И. КУЗНЕЦОВ, С. Д. КАЛАШНИКОВ, Д. В. МИКЛИН

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

Рассмотрены результаты разработки метода оценивания точности системы автономной навигации и ориентации космических аппаратов с учетом преимуществ автономного подхода и современного состояния теории и практики моделирования процессов функционирования автономных систем навигации КА. Предложенный метод позволяет обеспечить достаточно высокую точность эфемерид, поддерживаемую в течение длительного времени. Представлены результаты оценивания параметров орбит при различных алгоритмах решения навигационных задач, полученные с помощью разработанной автоматизированной системы научных исследований.

Ключевые слова: автономность КА, самоопределение движения КА, автономная навигация, автономная ориентация

Введение. Функционирование систем навигационных космических аппаратов (СНКА) тесно связано с наземными комплексами управления (НКУ), где фактически определяются параметры орбиты всех навигационных КА в последовательно передаваемых на борт реперных точках. При этом сама система НКА содержит определенное число космических ретрансляторов, размножающих эфемеридную информацию (ЭИ) об орбитах между реперными точками в интересах потребителей. Такой принцип построения СНКА приводит к излишнему применению служебных радиоканалов передачи информации и усложнению управления системой. Очевидно, СНКА можно значительно упростить, передав задачу определения параметров собственных орбит навигационных КА, прежде всего ЭИ первого рода, на их борты, опираясь на преимущества автономного подхода и учитывая современное состояние теории и практики моделирования процессов функционирования автономных систем навигации КА.

Алгоритмы автономной навигации. По сравнению с методом определения параметров орбит (далее, для сокращения, — определения орбит) по наземным измерениям, характерным при использовании НКУ, системы с автономной навигацией КА обладают такими преимуществами, как:

— принципиальная возможность измерений навигационных функций на всем мерном интервале (например, витке), что является предпосылкой более точного определения орбиты, чем в НКУ, мерный интервал которого ограничен территорией РФ;

— более широкий состав измерений, в том числе с использованием пассивных методов, значительно повышающих скрытность и устойчивость методов измерений;

— значительно меньшее время, необходимое для набора информации при новом определении орбит после аварийного отключения; для автономной навигации достаточно, как правило, одного витка или его части;

— возможность исключения, в принципе, прогнозирования орбиты при непрерывном решении навигационной задачи автономными методами, использование же прогностических

расчетов на НКА методами решения уравнения движения приводит к вековым погрешностям прогноза [1] и уменьшению точности оценок орбит;

— возможность значительного расширения вектора уточняемых параметров при автономных измерениях [2, 3], что позволяет, например, наряду с навигационной задачей решать и задачи ориентации корпуса КА в пространстве и некоторые ситуационные задачи, вплоть до выявления аварийных предпосылок при продолжении движения с прежними параметрами;

— более устойчивое и эффективное в условиях радиопомех функционирование НКА при непрерывном оперативном самоопределении ЭИ, что положительно сказывается на устойчивости управления СНКА за счет исключения промежуточной передачи данных;

— значительное сокращение нагрузки на НКУ и возможное снижение стоимости эксплуатации СНКА.

В настоящее время разработаны модели функционирования различных систем автономной навигации и ориентации КА (САНиО), позволяющие оценивать характеристики системы при различных условиях полета.

В частности, в ВКА им. А. Ф. Можайского создана автоматизированная система научных исследований (АСНИ) методов и алгоритмов автономной навигации и ориентации КА на основе предварительной разработки инструментальной среды программирования. Так, в работе [4] приводятся теоретические основы АСНИ, версия 1.1, а в работе [5] представлены основные результаты применения АСНИ для КА на разных орбитах и при различных алгоритмах решения задач.

Одно из основных направлений моделирования в АСНИ — поиск возможного состава измеряемых функций в САНиО, обеспечивающий, с одной стороны, практически реализуемые результаты, а с другой — поиск состава алгоритмов САНиО, обеспечивающих на фоне соответствующих измерений повышенную точность оценок параметров задач, что особенно критично для НКА.

Всего система содержит свыше 40 исследовательских программ, включающих 14 методов автономной навигации и 4 метода автономной навигации и ориентации [4, раздел „Электронный учебник“; 6, с. 188—190]. К числу этих методов относится и разработанный, промоделированный и патентно защищенный новый метод автономной навигации и ориентации по виртуальным измерениям зенитных расстояний звезд [2, 3, 7, 8]. Этот метод позволяет задачи навигации и ориентации КА решать с помощью как минимум трех оптико-электронных приборов с зарядовой связью (ОЭП), каждый из которых измеряет приборные координаты и яркость звезд, распознанных на борту по специальному алгоритму [6, 9—13]. В целях повышения точности навигационных оценок орбит КА два ОЭП помещаются в карданные подвесы и наводятся на две звезды, выбор которых осуществляется с учетом положения Луны и Солнца из списка самых ярких звезд по всему небосводу (всего 20 звезд). Звезды выбираются так, чтобы одна была ближе всего расположена к плоскости опорной орбиты КА, другая — ближе всего к полюсу его опорной орбиты. Такое расположение измерительных осей ОЭП является квазиоптимальным по отношению к фактической орбите и поэтому обеспечивает соответствующую относительно высокую точность навигационных оценок. Точность оценок параметров орбиты дополнительно повышается за счет применения специального алгоритма оптимальной расстановки моментов измерений на мерном интервале [6, с. 77—112]. Третий ОЭП крепится жестко на корпусе КА и обеспечивает усредненную по методу наименьших квадратов оценку за мерный интервал ориентации корпуса относительно текущей орбитальной системы координат.

Разработанный алгоритм позволяет по измерениям приборных координат предварительно распознанной звезды рассчитать угол между направлениями на звезду и центр планеты (виртуальный зенитный угол) без построения направления на центр планеты [4, ч. 1, с. 261—269].

Статистическое моделирование метода показало устойчивое решение задач, в том числе и при грубом априорном знании опорной орбиты (с погрешностью порядка 300—1000 км по положению и десятков метров в секунду по модулю вектора скорости), к тому же в условиях возможной погрешности системы стабилизации КА до 15° по каждой из осей.

Главной особенностью метода является его практически одинаковая точность при определении параметров любых орбит, отличающихся по высоте, эксцентриситету и наклонению (проверено также для сильно вытянутых и солнечно-синхронных орбит). Поэтому не удивительно, что он получил характеристику как стандартный метод или метод широкого назначения [14].

Согласно результатам моделирования, при измерении приборных координат звезд со среднеквадратической погрешностью (СКП) $\sigma=0,1 \dots 0,2''$ их значение составляет от ~ 1 —5 до 10—20 м по пространственному положению КА, $\sim 0,1$ —1,0 мм/с по модулю вектора скорости и ~ 1 —10" по осям ориентации при погрешностях систем стабилизации порядка 3 — 5° (здесь и далее приводятся только статистические данные).

Первые результаты применения метода для орбит КА системы ГЛОНАСС приведены в работе [6, с. 144—173], где описаны только апостериорные гарантированные статистические погрешности навигации всех НКА системы и их вероятности при $\sigma \approx 0,1''$. Статистическая выборка проводилась на основе 35 однократных решений за определенный мерный интервал.

Точность моделирования оценивалась на основе выявления максимальной разности между параметрами опорной орбиты, уточненной в результате решения навигационной задачи, и параметрами фактической орбиты, за которую принималась модельная истинная орбита. Максимальное значение соответствовало единственной точностной характеристике определенного параметра на всем мерном интервале одного решения. Максимум из максимумов отдельных решений всей статистики принимался как некий абсолютно наихудший результат. Погрешность таких гарантированных оценок параметров КА ГЛОНАСС с вероятностью $P=0,997$ равна 1,5 м по радиус-вектору орбиты, по геоцентрическому положению и модулю скорости — соответственно 4,5 м и 0,6 мм/с [6, с.159, 160].

Метод расчета точностных оценок параметров орбиты. Полученная при моделировании оценка оказывается слишком завышенной, ибо максимальные и близкие к нему значения наблюдаются при однократных решениях один или несколько раз за весь мерный интервал, насчитывающий, как правило, сотни и тысячи точек сравнения. Поэтому целесообразно представлять точность отдельного решения, в том числе и усредняя его. Иными словами, каждый параметр орбиты статистически может быть оценен с погрешностью в виде максимальной или усредненной величины, с одной стороны, а с другой — как вероятностная величина, по известному правилу „трех сигм“ рассчитанная только при максимальных отклонениях или только при усредненных отклонениях. Однако в этом случае оценка системы становится громоздкой и весьма затруднительной для анализа.

Анализ данных по оцениванию системы ГЛОНАСС [6] показывает, что автономное определение ЭИ по одинаковым алгоритмам приводит тем не менее к различной точности оценок в зависимости от нахождения КА в определенной плоскости системы. Поэтому целесообразно оценивать систему по плоскостям. Но и в этом случае оценка параметров орбит восьми КА затруднительна при четырехстороннем подходе к оцениванию.

В этой связи авторами принято рассчитывать две оценки системы для НКА: апостериорную гарантированную (назовем ее пессимистической) и вероятностную на основе усредненных значений за мерный интервал каждого решения (оптимистическая оценка) (см. рис. 1).

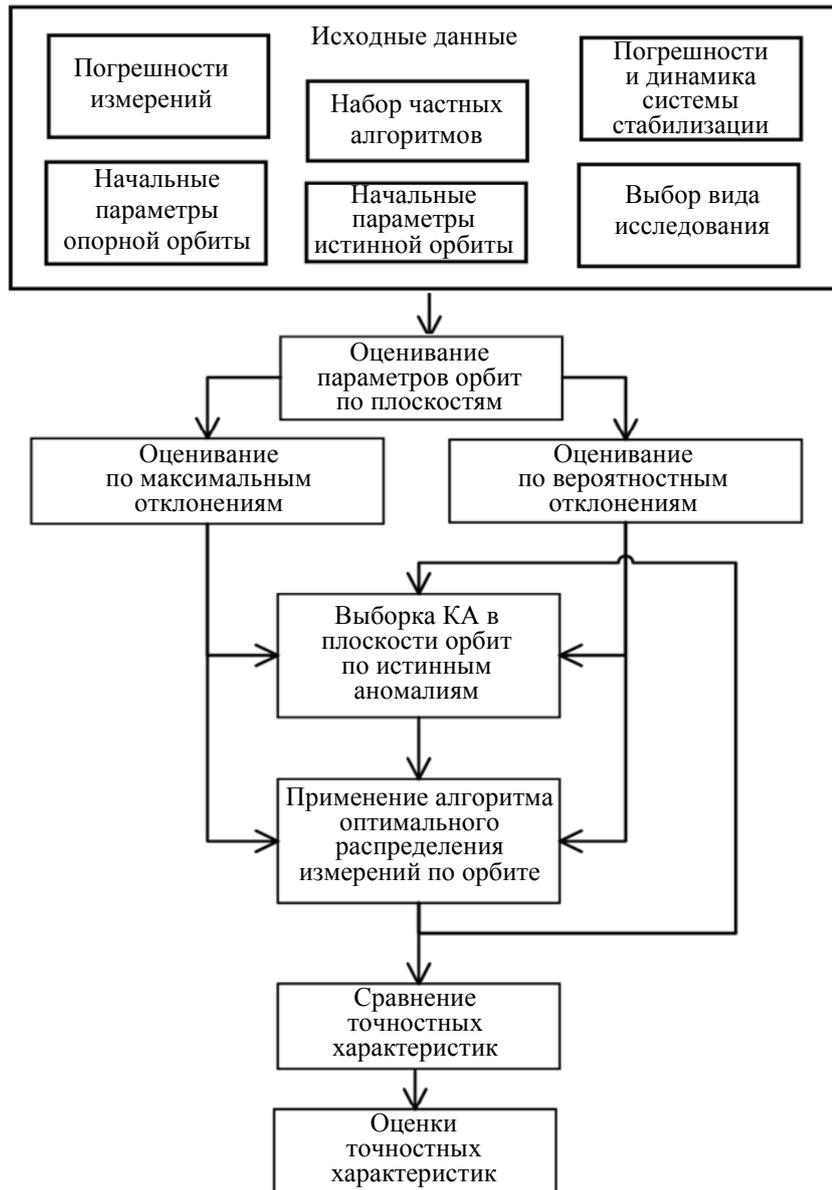


Рис. 1

Расчет точностных характеристик системы ГЛОНАСС. Поскольку согласно первоначальному анализу [6] наихудшими оказались оценки параметров орбиты КА именно одной, первой плоскости, постольку при дальнейшем анализе основное внимание уделено КА первой плоскости. Исследовались оценки при $\sigma=0,01''$, разным количестве навигационных ОЭП и варьировании различных алгоритмов стратегии измерений. Результаты оценивания статистической точности навигации КА первой плоскости, аргумент восходящего узла $\Omega=0$, представлены в табл. 1; здесь БД — база данных метода, D_1 — алгоритм оптимальной стратегии измерений на основе слежения за текущими параметрами оценок с максимальной начальной дисперсией; $D_1+Л_4$ — алгоритм D_1 , скорректированный циклически с использованием интерполяционных полиномов Лагранжа для четырех пар переменных [6, с. 77—113]. Также в таблице представлены как погрешности апостериорных геоцентрических гарантированных оценок орбит ΔR_{\max} (геоцентрического положения) и ΔV_{\max} (геоцентрической скорости), так и погрешности определения параметра орбиты, максимально влияющего на конечную точность расчета квазидальностей при навигации — погрешности определения радиус-вектора орбиты ΔS_{\max} . Кроме того, приведены значения погрешностей измерения соответствующих параметров с вероятностью $P=0,997$ на основе усредненных оценок: ΔR_B , ΔV_B , ΔS_B .

Таблица 1

№ п/п	Вид оценки	Количество ОЭП	Номер записи в БД	Истинная аномалия КА Θ, \dots°	Алгоритм стратегии измерений	Погрешности определения параметров орбит							Примечание
						ΔS_{max} , см	ΔS_{B} , см	ΔR_{max} , см	ΔR_{B} , см	ΔV_{max} , мм/с	ΔV_{B} , мм/с		
1	Отдельные КА	2	622 621	315 270	D_1 D_1	24,9 98,7	21,4 50,8	74 389	46 35	0,08 0,53	0,06 0,19	Наилучшее решение Решение, близкое к наилучшему	
2	Все КА плоскости	2	615—622	0—315	D_1	129	51,9	420	109	0,58	0,15	Наилучшее решение для всех плоскостей	
3	Отдельные КА	3	579 578	315 270	D_1 D_1	19,6 38,8	18,0 28,5	51 168	40 71	0,07 0,23	0,05 0,07	Наилучшее решение Решение, близкое к наилучшему	
4	Все КА плоскости	3	572—579	0—315	D_1	74,8	40,5	219	81	0,31	0,13	Наилучшее решение для всех плоскостей	
5	Отдельные КА	3	590 593	0 90	D_1+J_4 D_1+J_4	24,7 59,1	19,0 26,4	54 213	42 57	0,07 0,29	0,05 0,08	Наилучшее решение Решение, близкое к наилучшему	
6	Все КА плоскости	3	590—597	0—315	D_1+J_4	83,7	34,3	214	65	0,31	0,09	Наилучшее решение для всех плоскостей	
7	Отдельные КА	4	581 582	45 90	D_1 D_1	25,5 43,8	17,4 27,3	45 101	37 49	0,07 0,14	0,04 0,07	Наилучшее решение Решение, близкое к наилучшему	
8	Все КА плоскости	4	580—587	0—315	D_1	70,9	14,5	279	81	0,38	0,12	Наилучшее решение для всех плоскостей	
9	Отдельные КА	4	598 602	0 180	D_1+J_4 D_1+J_4	22,2 39,7	18,7 22,8	54 137	36 49	0,08 0,19	0,02 0,07	Наилучшее решение Решение, близкое к наилучшему	
10	Все КА плоскости	4	598 605	0—315	D_1+J_4	79,6	32,55	200	58	0,29	0,09	Наилучшее решение для всех плоскостей	

Анализ результатов, представленных в табл. 1, показывает достаточно большие различия между наилучшими и наихудшими оценками параметров орбит КА внутри плоскости при использовании двух навигационных ОЭП. С увеличением числа ОЭП эта разница значительно уменьшается и в сильной степени зависит от применяемого алгоритма стратегии измерений.

Естественно, наиболее значимы общие оценки параметров орбит всех КА одной плоскости. С увеличением числа ОЭП при одинаковых алгоритмах стратегии измерений погрешности гарантированных (максимальных) оценок орбит снижаются с различной динамикой: от ~ 25 до ~ 5 % по радиус-вектору орбиты, от ~ 50 до 9 % по геоцентрическому расстоянию, от ~ 45 % до ~ 0 по геоцентрической скорости; соответственно вероятностные оценки изменяются от ~ 15 до ~ 20 %, от ~ 13 % до ~ 0 и от ~ 13 до ~ 6 %.

Сравнение позиций № 4, 6 и № 8, 10 таблицы показывает, что незначительное преимущество имеет алгоритм D_1 , который проще в реализации. Также следует отметить, что с учетом достаточно резкого повышения точности оценок радиус-вектора орбиты, как гарантированного, так и вероятностного оценивания, целесообразно использовать три навигационных ОЭП и сделать выбор между алгоритмами D_1 и D_1+L_4 . Отметим также, что наиболее точные решения соответствуют КА с истинными аномалиями, близкими к экватору Земли ($0, 45, 315^\circ$).

Подробное сравнение статистических решений при использовании алгоритмов D_1 и D_1+L_4 представлено в табл. 2 и 3. В табл. 2 знаком „+“ отмечено статистическое повышение точности определения геоцентрического положения КА (ΔR_{\max}) в соответствующей записи в БД (графы 4 и 5). Отметим, что в большинстве вариантов сравнения такая же разница получается и для радиус-векторов орбит (ΔS_{\max}).

Таблица 2

№ п/п	Количество ОЭП	Истинная аномалия КА Θ, \dots°	Номер записи в БД при D_1	Номер записи в БД при D_1+L_4	Относительные оценки в БД	Разность оценок, %
1	2	3	4	5	6	7
1	3	0	572	590	- +	~ 10
2		45	573	591	- +	< 10
3		90	574	593	+ -	~ 50
4		135	575	592	+ -	< 10
5		180	576	594	- +	~ 35
6		225	577	595	+ -	~ 30
7		270	578	596	+ -	~ 10
8		315	579	597	+ -	~ 20
9	4	0	580	598	+ -	< 10
10		45	581	599	+ -	~ 25
11		90	582	601	- +	~ 15
12		135	583	603	+ -	~ 20
13		180	584	602	+ -	~ 40
14		225	585	604	+ -	~ 70
15		270	586	606	- +	~ 70
16		315	587	605	+ -	~ 15

Сравнение гарантированной точности решений (см. табл. 2) показывает преимущество алгоритма D_1 . Тем не менее следует отметить, что в некоторых решениях разница в достигаемой точности оценок при различных алгоритмах оптимальной стратегии незначительна.

Как правило, для всех КА системы (и не только для первой плоскости) использован один и тот же алгоритм оптимальной стратегии измерений, что упрощает задание исходных данных для модели и, естественно, при запуске КА. Однако в одном из новых наборов статистических решений для КА первой плоскости (записи 476—479 и 480—483) оказалась одна запись (477-я — решение для КА с истинной аномалией $\Theta=225^\circ$ и алгоритмом оптимальной стратегии измерений D_1), резко контрастирующая по точности с остальными, для нее

$\Delta R_{\max} = 673$ см, $\Delta V_{\max} = 0,95$ мм/с, $\Delta S_{\max} = 194$ см. Перебором решений с различными алгоритмами оптимизации стратегии измерений (записи 484—489, 496, 497, 509, 510) удалось повысить точность 477-й записи до значений (запись 487) $\Delta R_{\max} = 218$ см, $\Delta V_{\max} = 0,31$ мм/с, $\Delta S_{\max} = 74$ см (см. табл. 3).

Таблица 3

№ п/п	Алгоритм	Номер записи в БД	ΔS_{\max} , см	ΔR_{\max} , см	ΔV_{\max} , мм/с	Примечание
1	Отсутствует	484	-91,9	233	0,339	
2	Минимум следа корреляционной матрицы положений, без циклов D_2	485	-104	278	0,395	—
3	D_2 + внутренние циклы с полиномами Лагранжа, L_3	486	118	374	0,517	—
4	D_2+L_4	487	74,1	218	0,319	Наилучший вариант
5	Минимум дисперсии параметра с максимальным начальным значением, D_1+L_4	488	75,7	286	0,390	—
6	Минимум взвешенного следа геоцентрического состояния КА, D_3 без циклов	496	-99,0	260	0,382	—
7	D_1 с внутренними последовательными циклами	497	101	262	0,377	—
8	D_3+L_4	509	-124	345	0,497	—
9	D_3+L_3	510	85,4	255	0,366	—

Результаты, представленные в табл. 3, отображают список оптимальных алгоритмов, использованных при поиске, поиск осуществлялся с применением двух навигационных ОЭП при $\sigma = 0,01''$.

Согласно результатам, наилучшее решение для КА первой плоскости формируется на основе слежения за дисперсией вектора положения КА (алгоритм D_2+L_4), однако и при D_1+L_4 получен приблизительно такой же результат; причем в этом случае используется единый алгоритм для всех аппаратов системы. Поэтому окончательно следует рекомендовать вместо алгоритма D_1 алгоритм D_1+L_4 .

При погрешностях $\sigma = 0,01''$ была получена новая статистическая оценка параметров орбит КА второй и третьей плоскостей системы. С использованием записей 490, 491, 493—500, 625—632 из БД определялась точность навигации КА второй плоскости соответственно при двух и трех навигационных ОЭП, а с использованием записей 501—508 и 633—640 — аналогичные результаты для КА третьей плоскости.

Итоговая оценка для всех 24 КА системы, полученная при $\sigma = 0,01''$ с использованием оптимального алгоритма D_1+L_4 и при непрерывной автономной навигации в течение двух недель, представлена в табл. 4. Здесь в качестве „проблемных“ КА отмечены аппараты, имеющие наихудшие оценки параметров орбиты в соответствующей плоскости, которые, однако, не превышают или незначительно превышают табличные значения.

Таким образом, при использовании трех навигационных ОЭП со среднеквадратической погрешностью измерений приборных координат звезд $\sigma = 0,01''$, при наличии на борту КА системы автономной навигации и ориентации по виртуальным измерениям зенитных расстояний звезд точность оценок параметров орбит КА ГЛОНАСС с вероятностью $P=0,997$ составляет (оптимистическая оценка):

— 34,3 см по радиус-вектору;

- 65 см по геоцентрическому положению;
- 0,09 мм/с по модулю геоцентрической скорости КА.

Пессимистическая (гарантированная, апостериорная) оценка при тех же условиях составляет:

- 83,7 см по радиус-вектору;
- 214 см по геоцентрическому положению;
- 0,31 мм/с по модулю геоцентрической скорости КА.

Таблица 4

№ п/п	Номер плоскости	Количество ОЭП	Погрешности оценок параметров орбит						Примечание
			ΔS_{\max} , см	$\Delta S_{\text{в}}$, см	ΔR_{\max} , см	$\Delta R_{\text{в}}$, см	ΔV_{\max} , мм/с	$\Delta V_{\text{в}}$, мм/с	
1	1	2	123	51,9	420	109	0,58	0,15	„Проблемные“ КА, $\Theta=180^\circ$, $\Theta=225^\circ$
2	1	3	83,7	34,3	214	65	0,31	0,09	
3	2	2	29,8	—	93	—	0,129	—	„Проблемные“ КА, $\Theta=135^\circ$
4	2	3	29,5	17,4	75	33	0,099	0,047	
5	3	2	39,7	—	111	—	0,155	—	„Проблемные“ КА, $\Theta=180^\circ$, $\Theta=225^\circ$
6	3	3	35,5	20,2	102	41	0,139	0,061	

Такую точность эфемерид 1-го рода система способна поддерживать теоретически сколь угодно долго. В частности, моделирование осуществлялось на временном интервале до одного месяца для всех КА первой плоскости с использованием различных вариантов апостериорных максимальных отклонений и сглаженных оценок за виток с вероятностью $P=0,997$ (табл. 5).

Таблица 5

Истинная аномалия КА Θ, \dots°	ΔR_{\max} , см	$\Delta R_{\text{в}}$, см	ΔS_{\max} , см	$\Delta S_{\text{в}}$, см	Номер записи в БД
0	55,4	51,72	26,1	12,6	710,718
45	199	80	63,5	44,7	709,719
90	103	86	41,4	14,4	711,720
135	132	100	33,1	44	716,717
180	55,4	52	28,3	20,5	708,721
225	78,4	61	29,3	47,3	713,722
270	76,4	69	37,4	26,2	707,723
315	51	70	26,7	41,7	714,715

Сравнительный анализ табл. 1, 4 и 5 показывает уровень устойчивости оценок параметров орбит КА первой плоскости системы ГЛОНАСС при различных временных интервалах применения алгоритмов автономной навигации: в частности, средняя оптимистическая оценка за месяц для всех КА первой плоскости согласно табл. 5 составляет $\Delta \tilde{S}_{\text{в}}=31,05$ см, $\Delta \tilde{R}_{\text{в}}=66,2$ см, что практически совпадает с соответствующей оценкой за две недели (см. табл. 4).

Характерная особенность метода автономной навигации и ориентации по виртуальным измерениям зенитных расстояний звезд заключается в способности одновременно с задачей навигации решать и задачу ориентации по однотипной информации от ОЭП и по алгоритму, структура которого идентична структуре навигационного алгоритма [14].

Алгоритм оценивания ориентации работоспособен при погрешностях системы стабилизации корпуса до 15° по каждой из осей. Предусмотрено, что система стабилизации может быть гироскопической силовой либо пассивной магнитно-гравитационной.

Статистическая точность сглаженных оценок ориентации при погрешности активной системы стабилизации в 5° и погрешности $\sigma \approx 0,1'' \dots 1'$ представлена на рис. 2—4 графиками зависимости вероятностной погрешности измерения пространственного положения КА (ρ) от

СКП σ и номера записи (N) в БД (на графиках: θ , ψ и φ — углы тангажа, рысканья и крена соответственно).

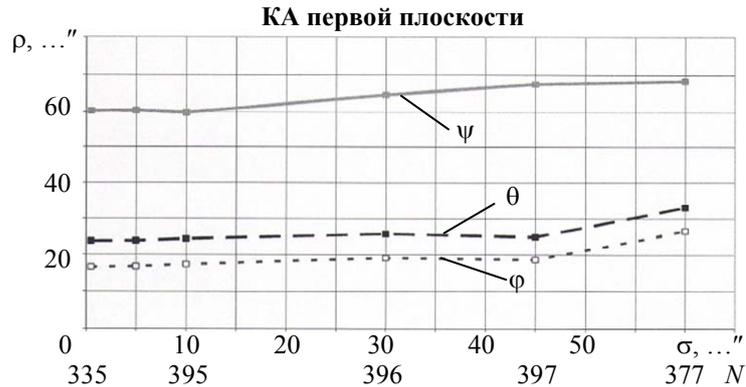


Рис. 2

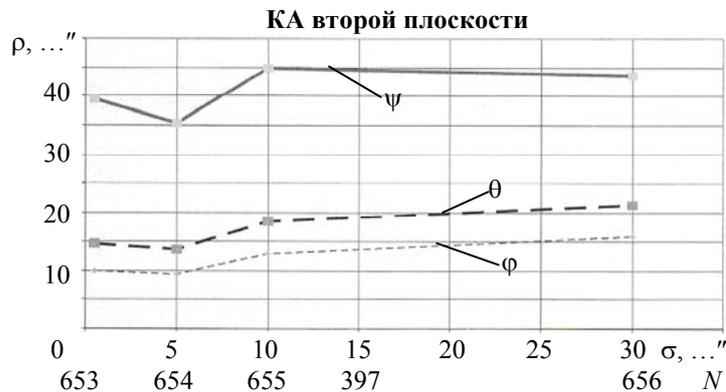


Рис. 3

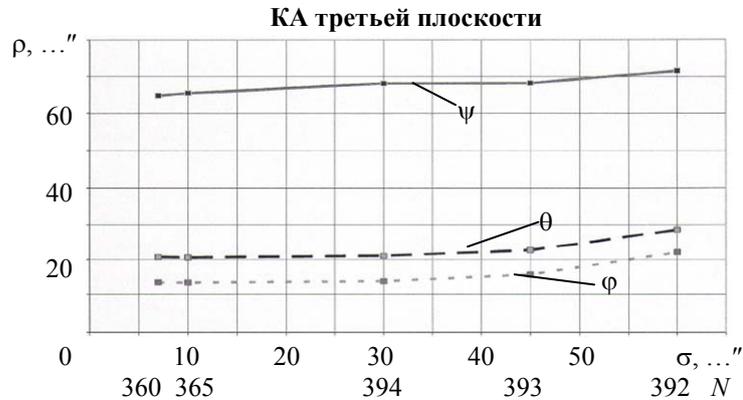


Рис. 4

На основе метода автономной навигации и ориентации по виртуальным измерениям зенитных расстояний звезд разработан алгоритм многофункциональной астрономической самоорганизующейся системы [2], которая, в частности, позволяет создать подсистему автономной навигации, ориентации и слежения [3].

Заключение. Представленный метод расчета точностных характеристик обеспечивает получение достаточно полной информации о точности эфемерид НКА, поддерживаемой в течение длительного времени. Автономная система навигации и ориентации на основе виртуальных измерений зенитных расстояний звезд позволяет повысить качество управления НКА на основе дополнительного знания ориентации корпуса в пространстве. Космический сектор ГЛОНАСС в целом сможет увеличить свои возможности, приобретя способность оценивать другие орбиты, при этом масса КА может увеличиться примерно на 15 кг, потребляемая мощность — примерно на 60 Вт [6].

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Эльясберг П. Е. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. М.: Наука, 1965. 540 с.
2. Кузнецов В. И., Данилова Т. В. Многофункциональная астрономическая самоорганизующаяся система автономной навигации и ориентации искусственных спутников Земли // Космические исследования. 2017. Т. 55, № 2. С. 150—166.
3. Кузнецов В. И., Данилова Т. В. Автономная астрономическая система навигации и слежения // Изв. вузов. Приборостроение. 2015. Т. 58, № 8. С. 625—638.
4. Кузнецов В. И. Автоматизированная система научных исследований методов и алгоритмов автономной навигации и ориентации космических аппаратов: Монография. СПб: ВКА им. А. Ф. Можайского, 2010.
5. Кузнецов В. И., Данилова Т. В., Архипова М. А. Основные результаты применения автоматизированной системы научных исследований методов и алгоритмов автономной навигации и ориентации космических аппаратов // Научно-технические технологии в космических исследованиях Земли. 2018. Т. 10, вып. 1. С. 4—10.
6. Кузнецов В. И., Данилова Т. В. Теория и практика навигационного обеспечения применения ВС РФ. Ч. 2. Автономная астрономическая навигация и ориентация космических аппаратов. СПб: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2015. 233 с.
7. Кузнецов В. И., Смолницкий Х. Л., Данилова Т. В. Метод автономной астрономической навигации и ориентации // Изв. вузов. Приборостроение. 2003. Т. 46, № 4. С. 5—16.
8. Кузнецов В. И., Данилова Т. В. Система автономной навигации и ориентации ИСЗ, основанная на виртуальных измерениях зенитных расстояний звезд // Космические исследования. 2011. Т. 49, № 6. С. 555—562.
9. Кузнецов В. И., Данилова Т. В. Алгоритмы распознавания (рабочих) звезд по звездному полю // Изв. вузов. Приборостроение. 2003. Т. 46, № 4. С. 16—22.
10. Пат. 2318188 РФ, МПК G 01 C 21/24. Способ автономной навигации и ориентации космических аппаратов / В. И. Кузнецов, Т. В. Данилова. Заявл. 17.07.2006; опубл. 27.02.2008. Бюл. № 6.
11. Пат. 2454631 РФ, МПК G 01 C 21/02. 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; опубл. 27.06.2012. Бюл. № 18.
12. Пат. 2542599 РФ, МПК G 01 C 21/02. Способ автономного определения орбиты и ориентации корпуса космического аппарата в пространстве при отсутствии априорной информации / В. И. Кузнецов, Т. В. Данилова, Д. М. Косулин, М. А. Архипова. Заявл. 18.06.2013; опубл. 20.02.2015. Бюл. № 5.
13. Пат. 2624408 РФ, МПК G 01 C 21/24. Способ автономного оценивания изменений орбиты визируемого космического аппарата / В. И. Кузнецов, Т. В. Данилова, М. А. Архипова. Заявл. 01.12.2015; опубл. 03.07.2017. Бюл. № 19.
14. Кузнецов В. И., Данилова Т. В., Архипова М. А., Маслова М. А. Астрономическая система автономной навигации и ориентации космических аппаратов широкого назначения // Тр. ИПА РАН. 2018. Вып. 44. С. 75—82.

Сведения об авторах

- Владислав Иванович Кузнецов** — д-р техн. наук, профессор; ВКА им. А. Ф. Можайского, Военный институт (научно-исследовательский)
- Сергей Дмитриевич Калашиников** — ВКА им. А. Ф. Можайского, Военный институт (научно-исследовательский); научный сотрудник; E-mail: sergeykalash@mail.ru
- Дмитрий Владимирович Миклин** — ВКА им. А. Ф. Можайского, Военный институт (научно-исследовательский); научный сотрудник

Поступила в редакцию
22.10.19 г.

Ссылка для цитирования: Кузнецов В. И., Калашиников С. Д., Миклин Д. В. Метод расчета точностных характеристик системы автономной навигации и ориентации космических аппаратов // Изв. вузов. Приборостроение. 2020. Т. 63, № 1. С. 35—45.

METHOD FOR CALCULATING THE ACCURACY CHARACTERISTICS OF AUTONOMOUS SYSTEM OF SPACECRAFT NAVIGATION AND ORIENTATION

V. I. Kuznetsov, S. D. Kalashnikov, D. V. Miklin

A. F. Mozaysky Military Space Academy, 197198, St. Petersburg, Russia
E-mail: sergeykalash@mail.ru

Results of development of a method for evaluating the accuracy of autonomous system of spacecraft navigation and orientation are presented. Advantages of the autonomous approach and the current state of the theory and practice of modeling the processes of functioning of autonomous spacecraft navigation systems are considered. The proposed method allows to provide a sufficiently high accuracy of ephemerides, which is maintained for a long time. Results of estimation of orbit parameters for various algorithms for solving navigation problems obtained with the use of the developed automated system of scientific research are demonstrated.

Keywords: spacecraft autonomy, spacecraft self-determination, autonomous navigation, autonomous orientation

REFERENCES

1. El'yasberg P.E. *Vvedeniye v teoriyu poleta iskusstvennykh sputnikov Zemli* (Introduction to the Theory of Flight of Artificial Earth Satellites), Moscow, 1965, 540 p. (in Russ.)
2. Kuznetsov V.I., Danilova T.V. *Cosmic Research*, 2017, no. 2(55), pp. 142–158.
3. Kuznetsov V.I., Danilova T.V. *Journal of Instrument Engineering*, 2015, no. 8(58), pp. 625–638. (in Russ.)
4. Kuznetsov V.I. *Avtomatizirovannaya sistema nauchnykh issledovaniy metodov i algoritmov avtonomnoy navigatsii i oriyentatsii kosmicheskikh apparatov* (Automated System for Scientific Research of Methods and Algorithms for Autonomous Navigation and Orientation of Spacecraft), St. Petersburg, 2010. (in Russ.)
5. Kuznetsov V.I., Danilova T.V., Arkhipova M.A. *H&ES Research*, 2018, no. 1(10), pp. 4–10. (in Russ.)
6. Kuznetsov V.I., Danilova T.V. *Teoriya i praktika navigatsionnogo obespecheniya, primenniya VS RF. Chast' 2 Avtonomnaya astronomicheskaya navigatsiya i oriyentatsiya kosmicheskikh apparatov* (Theory and Practice of Navigational Support, the Use of the RF Armed Forces. Part 2 Autonomous Astronomical Navigation and Orientation of Spacecraft), St. Petersburg, 2015, 233 p. (in Russ.)
7. Kuznetsov V.I., Smolnitskiy Kh.L., Danilova T.V. *Journal of Instrument Engineering*, 2003, no. 4(46), pp. 5–16. (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. *Journal of Instrument Engineering*, 2003, no. 4(46), pp. 16–22. (in Russ.)
10. Patent 2318188 RU, G 01 C 21/24, *Sposob avtonomnoy navigatsii i oriyentatsii kosmicheskikh apparatov* (Method for Autonomous Navigation and Orientation of Spacecraft), Kuznetsov V.I., Danilova T.V., Priority 17.07.2006, Published 27.02.2008, Bulletin 6. (in Russ.)
11. Patent 2454631 RU, G 01 C 21/02, *Sposob avtonomnoy navigatsii i oriyentatsii kosmicheskikh apparatov na osnove virtual'nykh izmereniy zenitnykh rasstoyaniy zvezd* (Method for Autonomous Navigation and Orientation of Spacecraft Based on Virtual Measurements of Stellar Zenith Distances), Kuznetsov V.I., Danilova T.V., Kosulin D.M. Priority 28.10.2010, Published 27.06.2012, Bulletin 18. (in Russ.)
12. Patent 2542599 RU, G 01 C 21/02, *Sposob avtonomnogo opredeleniya orbity i oriyentatsii korpusa kosmicheskogo apparata v prostranstve pri otsutstvii apriornoy informatsii* (Method of Autonomous Determination of the Orbit and Orientation of the Spacecraft in Space in the Absence of a Priori Information), Kuznetsov V.I., Danilova T.V., Kosulin D.M., Arkhipova M.A. Priority 18.06.2013, Published 20.02.2015, Bulletin 5. (in Russ.)
13. Patent 2624408 RU, G 01 C 21/24, *Sposob avtonomnogo otsenivaniya izmeneniy orbity viziruyemogo kosmicheskogo apparata* (Method for Autonomous Estimation of Orbit Changes of a Sighted Spacecraft), Kuznetsov V.I., Danilova T.V., Arkhipova M.A. Priority 01.12.2015, Published 03.07.2017, Bulletin 19. (in Russ.)
14. Kuznetsov V.I., Danilova T.V., Arkhipova M.A., Maslova M.A. *Transactions of the Institute of Applied Astronomy RAS*, 2018, no. 44, pp. 75–82. (in Russ.)

Data on authors

Vladislav I. Kuznetsov	—	Dr. Sci., Professor; A. F. Mozaysky Military Space Academy, Military Research Institute
Sergey D. Kalashnikov	—	A. F. Mozaysky Military Space Academy, Military Research Institute; Researcher; E-mail: sergeykalash@mail.ru
Dmitry V. Miklin	—	A. F. Mozaysky Military Space Academy, Military Research Institute; Researcher

For citation: Kuznetsov V. I., Kalashnikov S. D., Miklin D. V. Method for calculating the accuracy characteristics of autonomous system of spacecraft navigation and orientation. *Journal of Instrument Engineering*. 2020. Vol. 63, N 1. P. 35–45 (in Russian).

DOI: 10.17586/0021-3454-2020-63-1-35-45