

АВТОНОМНАЯ АСТРОНОМИЧЕСКАЯ СИСТЕМА НАВИГАЦИИ И СЛЕЖЕНИЯ

В. И. КУЗНЕЦОВ, Т. В. ДАНИЛОВА

*Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, 197198, Санкт-Петербург, Россия
E-mail: danitoma58@yandex.ru*

Представлена автономная астрономическая система навигации и ориентации искусственных спутников Земли (ИСЗ), основанная на измерениях углов „ИСЗ—звезда“ с использованием оптико-электронных приборов. Для решения навигационной задачи разработаны взаимно-угловой метод и метод слежения. В обоих методах на основе формирования оценок ориентации рассчитывается направление линии визирования. Метод слежения, помимо формирования высокоточных данных навигационного определения наблюдаемого ИСЗ, обеспечивает выявление фактов изменения его орбиты (маневра), в том числе и при малых (1—3 м/с) импульсах. Представлены результаты имитационного моделирования разработанных методов. Предлагаемая система, основанная на пассивных измерениях, обладает повышенной помехоустойчивостью, автономностью и устойчивостью функционирования. Результаты разработок могут найти применение в автономных системах наблюдения за космическими объектами.

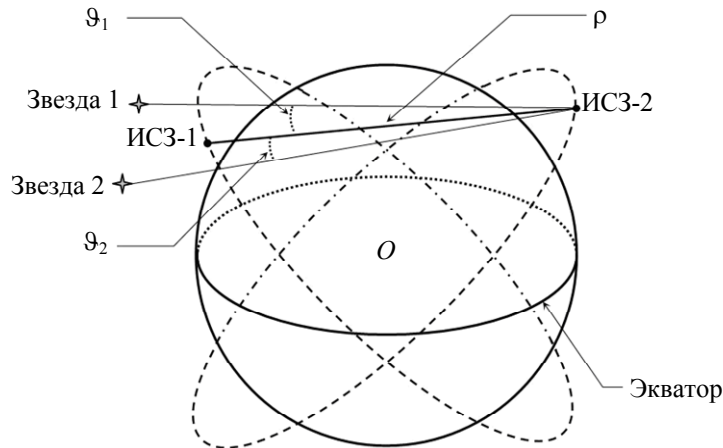
Ключевые слова: автономная навигация, автономная ориентация, методы навигации, астроизмерения, распознавание звезд, оптико-электронный прибор, системы наблюдения, изменение орбиты.

В русле общемировой тенденции повышения уровня автономности функционирования систем управления искусственных спутников Земли (ИСЗ), переноса функций управления с наземных на бортовые комплексы управления (БКУ) астрономические системы навигации и ориентации, основанные на использовании данных пассивных измерений относительно естественных полей, являются наиболее перспективными. Актуальность разработки таких систем определяется также надежностью, помехозащищенностью и малыми массогабаритными характеристиками требуемых для их реализации измерителей. Особенно важно создавать автономные астрономические системы наблюдения (слежения), позволяющие оперативно выявлять факт изменения орбиты ИСЗ, в том числе при малых импульсах (1—3 м/с).

В настоящей статье представлена разработанная авторами система автономной навигации, ориентации и слежения, основанная на бортовых измерениях углов „ИСЗ—звезда“. Для решения навигационной задачи предлагаются взаимно-угловой метод и метод слежения — модификации широко известного взаимного метода автономной навигации. Задача ориентации решается на основе распознавания звезд в оптико-электронном приборе (ОЭП), жестко закрепленном на корпусе ИСЗ.

Классический взаимный метод предполагает измерения угла „ИСЗ—звезда“, дальности между спутниками и в некоторых случаях — радиальной (относительной) скорости. Измерения производятся с первого (собственного) спутника ИСЗ-1 относительно второго (наблюдаемого) ИСЗ-2; высота орбиты первого, как правило, меньше высоты орбиты второго. При этом возможно определить вектор состояния либо одного (любого) ИСЗ — шестимерная задача, либо обоих — двенадцатимерная задача [1—3]. Для реализации метода необходимы, как минимум, помещенный в карданов подвес ОЭП, дальномер и, возможно, доплеровский измеритель скорости. На рисунке приведена схема бортовых измерений для взаимного и взаимно-углового методов (O — центр масс Земли; ИСЗ-1, ИСЗ-2 — положение на орбите

космических аппаратов; ϑ_1, ϑ_2 — углы с ИСЗ-1 на ИСЗ-2 и звезды; ρ — расстояние ИСЗ-1—ИСЗ-2 (дальность). Решение задачи ориентации во взаимном методе не рассматривалось.



Взаимно-угловой метод автономной навигации. В настоящей работе представлена модификация классического взаимного метода — взаимно-угловой метод навигации, основанный только на измерении углов „ИСЗ—звезда“ и исключая измерение дальности и радиальной скорости. Использование метода позволяет существенно сократить состав навигационных измерителей на ИСЗ-1: задача решается при двух ОЭП, один из которых (ОЭП-1) жестко закреплен на корпусе и предназначен для определения ориентации ИСЗ-1 и расчета направления линии визирования „ИСЗ-1—ИСЗ-2“, а другой (ОЭП-2) помещен в карданов подвес и осуществляет визирование ИСЗ-2.

ОЭП-2 не только визирует ИСЗ-2, но и измеряет координаты и звездные величины звезд, попавших в его поле зрения, после чего звезды распознаются, т.е. становятся известны их геоцентрические координаты. В расчет принимаются N самых ярких звезд ($N \geq 1$), относительно которых и измеряются угловые расстояния.

Навигационная задача решается с использованием классического метода наименьших квадратов (МНК), т.е. полагаются априори известными $\mathbf{q}_{0\text{ап}}$ — оценки орбит для ИСЗ-1 и ИСЗ-2 на некоторый момент времени (начало мерного интервала), формирование поправок к которым и составляет суть решения задачи.

После измерений, выполненных в течение мерного интервала, производится статистическая обработка результатов измерений, оценки параметров орбит итерационно корректируются:

$$\mathbf{q}_{0c} = \mathbf{q}_{0c-1} + \Delta\mathbf{q}_{0c}, \quad (1)$$

причем на нулевой итерации $\mathbf{q}_{00} = \mathbf{q}_{0\text{ап}}$. Поправки рассчитываются по следующему алгоритму [1, 2]:

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

где c — номер итерации; n — число навигационных сеансов на мерном интервале; $\mathbf{G}_{0j} = \mathbf{G}_j \Phi_{0j}$ — градиентная матрица, т.е. матрица производных от текущей (на момент навигационного сеанса) измеряемой функции \mathbf{L}_{ij} по начальным параметрам опорной орбиты \mathbf{q}_{0c} , $i = 1, \dots, m$, i — номер навигационного параметра, m — размерность вектора измеряемых параметров; \mathbf{G}_j — матрица производных от \mathbf{L}_{ij} по текущим параметрам опорной орбиты;

$\Phi_{0j} = \frac{\partial \mathbf{q}_j}{\partial \mathbf{q}_{0c}}$ — матрица баллистических (изохронных) производных; $\mathbf{P}_j = \mathbf{K}_{\mathbf{L}_j}^{-1}$ — весовая

матрица измерений, \mathbf{K}_{L_j} — матрица вторых моментов погрешностей измерений в j -м навигационном сеансе; $\Delta \mathbf{L}_j = \mathbf{L}_{jн} - \mathbf{L}_{jр}$ — вектор невязок измерений, разность между вектор-функциями измеренных и рассчитанных навигационных параметров; $\mathbf{q} = \{\mathbf{r}, \mathbf{v}\}$, $\Delta \mathbf{q}_{0c} = \{\Delta \mathbf{r}_c, \Delta \mathbf{v}_c\}$, где \mathbf{r} — радиус-вектор положения КА, \mathbf{v} — вектор скорости, $\Delta \mathbf{r}_c$ и $\Delta \mathbf{v}_c$ — поправки к ним.

Итерации завершаются при выполнении условия $|\Delta \mathbf{q}_{0c}| < \varepsilon$ (ε — малое число, характеризующее требуемую точность метода).

Имитационная модель, реализующая взаимно-угловой метод, является частью разработанного в ВКА им. А. Ф. Можайского программного комплекса расчетно-информационного обеспечения автоматизированной системы научных исследований методов и алгоритмов автономной навигации и ориентации космических аппаратов (АСНИ 1.1) [4].

Моделирование подтвердило предположение о том, что с увеличением количества измеряемых углов „ИСЗ—звезда“ точность навигационных определений возрастает, хотя навигационная задача решается и при $N = 1$. В АСНИ 1.1 $N \leq 5$. В табл. 1 демонстрируется зависимость точности навигационных определений от N при различных приборных погрешностях ОЭП для пар орбит, оскулирующие элементы (a — большая полуось, км; e — эксцентриситет; i — наклонение, ...°; Ω — восходящий узел, ...°; ω — аргумент перигея, ...°; Θ — истинная аномалия, ...°) которых представлены в табл. 2.

Таблица 1

Зависимость точности навигационных определений взаимно-углового метода от количества звезд (углов) для различных приборных погрешностей ОЭП

Вид анализируемой погрешности			Погрешность измерений в ОЭП					
			0,1"			5"		
			N=1	N=3	N=5	N=1	N=3	N=5
ИСЗ-1	$\Delta \mathbf{R}$, м	начальная точка	5,724	3,353	1,648	286,1	167,8	82,48
		максимум	6,859	3,353	1,989	342,6	167,8	99,37
		конечная точка	5,779	2,866	1,111	289,6	141,9	55,07
	$\Delta \mathbf{V}$, см/с	начальная точка	0,172	0,112	0,059	8,577	5,596	2,962
		максимум	0,346	0,130	0,077	17,27	6,505	3,832
		конечная точка	0,141	0,109	0,038	7,097	5,360	1,901
ИСЗ-2	$\Delta \mathbf{R}$, м	начальная точка	14,53	1,286	0,296	725,9	64,16	14,80
		максимум	14,53	3,380	1,421	725,9	168,7	70,78
		конечная точка	8,609	3,380	1,413	429,9	168,7	70,34
	$\Delta \mathbf{V}$, см/с	начальная точка	0,198	0,026	0,011	9,883	1,312	0,528
		максимум	0,198	0,040	0,018	9,883	2,017	0,912
		конечная точка	0,147	0,040	0,018	7,338	1,977	0,912

Примечание: начальная точка, максимум, конечная точка относятся к мерному интервалу (чаще всего это виток ИСЗ-2).

Таблица 2

Параметры орбит ИСЗ-1 и ИСЗ-2

Оскулирующие элементы	ИСЗ-1		ИСЗ-2	
	опорная орбита	фактическая орбита	опорная орбита	фактическая орбита
a	10010	10012	25478	25478,05
e	0,01	0,01002	0,01	0,01001
i	85	86	63	62,999
Ω	0,001	0,003	120	120,003
ω	0,05	0,02	0,05	0,0503
Θ	0,001	0,00102	0,002	0,00201

В табл. 1 приведены погрешности определения оценок радиуса-вектора ($\Delta\mathbf{R}$) и вектора скорости ($\Delta\mathbf{V}$) орбиты в начальной и конечной точках мерного интервала, а также максимум отклонений. Как видно из этой таблицы, при увеличении числа звезд от одной до пяти точность оценок векторов положения ИСЗ возрастает в среднем в три раза, а точность оценок векторов скорости возрастает на порядок.

Используя предложенный метод, можно варьировать число навигационных параметров (N), не изменяя состав навигационных измерителей. При $N > 5$, очевидно, возрастает точность метода. Введение ограничений на N вызывается только способностью ОЭП распознавать большое количество звезд и особенностями программной реализации алгоритма решения навигационной задачи.

Метод слежения. Для решения задач контроля космического пространства разработан основанный на взаимно-угловом методе навигации метод слежения, отличающийся тем, что в результате визирования ИСЗ-2 посредством ОЭП, помещенного в кардан, и измерения N углов „ИСЗ-2—звезда“ ($N \geq 1$) уточняются оценки параметров орбиты визируемого аппарата (ИСЗ-2).

Точность визирования ИСЗ-2 при этом определяется точностью оценок параметров орбиты визирующего аппарата (ИСЗ-1) и погрешностями ОЭП.

Оценки орбиты ИСЗ-1 могут быть получены путем решения задачи навигации и ориентации по методу виртуальных измерений зенитных расстояний звезд [5, 6]. После получения этих оценок в течение двух—трех витков положение ИСЗ-1 без существенных потерь в точности может определяться на основе баллистического прогноза. При наличии на борту трех ОЭП, помещенных в карданов подвес, задачи определения собственной орбиты и слежения за ИСЗ-2 (определения его орбиты) могут решаться параллельно.

Функционирование автономной системы слежения также промоделировано в среде АСНИ 1.1 [4].

В табл. 3 сравнивается точность взаимного метода и метода слежения. Здесь и в других таблицах и $\Delta\mathbf{R}$ и $\Delta\mathbf{V}$ — погрешность оценок орбиты по векторам положения и скорости; ΔS , ΔT , ΔW — отклонение определения положения ИСЗ по направлениям радиуса-вектора, трансверсали и бинормали. Анализ данных табл. 3 дает основание полагать, что при средней квадратической погрешности (СКП) измерений в ОЭП $\sim 0,1$ — $1''$ расчет пяти углов по алгоритму метода слежения показывает более высокую точность оценок орбиты ИСЗ, чем при дополнительном измерении дальности с СКП в 10—15 м и измерении одного или двух углов по алгоритму взаимного метода. По крайней мере, это справедливо для указанных пар орбит, как при одинарных решениях, так и в статистике [1, 2].

Возможность решения задачи слежения определяется взаимным положением орбит аппаратов. На основе данных об опорных орбитах спутников предварительно формируется множество отрезков мерного интервала, на которых ИСЗ-2 наблюдаем с борта ИСЗ-1, т.е. не затенен Землей, не засвечен Солнцем или Луной, и на которых, следовательно, возможны измерения. Такие отрезки называются навигационными. Прогноз успешного решения навигационной задачи по способу слежения полагается положительным, если суммарная длина навигационных отрезков T_N составляет не менее 60 % от мерного интервала T , отрицательным в случае $T_N < 0,3T$. При $0,3T < T_N < 0,6T$ возможность решения задачи определяется расположением навигационных отрезков на мерном интервале; для положительного прогноза они должны располагаться как на его первой, так и на второй половине.

Таблица 3

Сравнительная оценка точности методов навигации взаимного и слежения

№	ОЭ	Пары орбит				ИЗС-2	ИЗС-2 фактическая	Измеряемые параметры	Средняя квадратическая погрешность измерения	Погрешность оценок орбиты ИЗС-2					Решение	Метод навигации
		опорная	фактическая	опорная	фактическая					ИЗС-2	опорная	фактическая	опорная	фактическая		
1	a	6679	6679,00001	10000	10004	10004	10004	1 угол дальность	0,1" 10 м	116,4	7,21	29,3	116,3	2,1	Одинарное	Взаимный
	e	0,01	0,01000001	0,1	0,101											
	i	83,5	83,499991	56	56,01											
	Ω	8,94	8,9400001	0	0,001											
	ω	-42,8	-42,80001	0	0,11											
	Θ	18,2	18,20001	45	45											
2	a	8800	8800,00001	25478	25478,05	25478,05	1 угол дальность	0,1" 10 м	8,14	0,09	0,45	-8,05	3,58	Статистическое	Взаимный	
	e	0,1	0,10000001	0,01	0,01001											
	i	56	56,000001	63	62,999											
	Ω	0	0,0000001	120	119,997											
	ω	0	0,00001	0	0											
	Θ	0	0,000001	45	45											

В табл. 4 представлены результаты моделирования метода слежения на 33 витках ИСЗ-2 для пары № 1 орбит, параметры которых содержатся в табл. 5. Здесь дополнительно представлены отклонения определения оценок скорости наблюдаемого спутника по направлениям радиуса-вектора (ΔV_S), трансверсали (ΔV_T) и бинормали (ΔV_W). Алгоритм предварительного анализа возможности решения навигационной задачи показал отрицательный результат шесть раз: витки 11—13 и 25—27. На этих витках осуществлялся баллистический расчет орбиты ИСЗ-2, причем без заметного снижения точности ее оценок.

Таблица 4

Временной ряд решений метода слежения для пары орбит № 1

№	Максимальные отклонения орбит ИСЗ-2 (м, см/с)				Число измерений					Режим решений
	ΔS ΔV_S	ΔT ΔV_T	ΔW ΔV_W	ΔR ΔV	N=1	N=2	N=3	N=4	N=5	
1	4,17 0,783	7,95 0,363	7,91 0,850	10,9 0,992	251	251	251	249	242	НЗ
2	1,03 0,225	1,85 0,081	1,71 0,184	2,47 0,268	233	233	233	232	229	НЗ
3	1,01 0,207	2,48 0,0927	3,63 0,392	4,29 0,433	257	257	256	252	241	НЗ
4	0,268 0,174	1,49 0,0107	3,08 0,333	3,27 0,347	245	245	244	239	229	НЗ
5	0,691 0,148	2,00 0,0732	0,861 0,0931	2,13 0,161	258	258	258	255	244	НЗ
6	0,629 0,362	3,93 0,0614	5,09 0,552	5,91 0,652	255	255	254	251	239	НЗ
7	0,923 0,407	3,81 0,0857	4,52 0,489	5,31 0,606	263	263	263	255	232	НЗ
8	0,495 0,375	3,95 0,0482	4,34 0,468	5,55 0,593	203	203	199	195	181	НЗ
9	0,814 0,977	8,69 0,0635	12,8 1,38	14,8 1,65	180	180	176	165	146	НЗ
10	0,650 0,608	6,14 0,0542	11,0 1,19	12,2 1,32	169	168	159	154	143	НЗ
11	1,02 1,23	10,8 0,0716	11,0 1,18	14,4 1,61	—	—	—	—	—	БП
12	1,39 2,43	21,8 0,0957	11,0 1,18	23,8 2,52	—	—	—	—	—	БП
13	1,86 4,20	38,1 0,131	10,9 1,17	39,3 4,24	—	—	—	—	—	БП
14	4,98 0,715	10,4 0,489	5,32 0,575	11,0 0,894	158	157	157	156	147	НЗ
15	3,20 0,549	6,70 0,321	10,2 1,10	10,9 1,18	234	234	234	233	230	НЗ
16	1,37 0,361	3,50 0,114	8,84 0,952	8,98 0,996	233	233	232	223	212	НЗ
17	0,784 0,191	2,29 0,0780	1,29 0,140	2,47 0,225	237	237	237	232	219	НЗ
18	0,531 0,259	2,61 0,0342	3,87 0,419	4,34 0,492	234	234	234	231	229	НЗ
19	1,10 0,303	3,79 0,117	3,21 0,349	4,42 0,457	262	262	258	256	245	НЗ
20	0,917 0,611	6,14 0,0797	7,96 0,864	9,75 1,05	241	241	240	235	224	НЗ
21	0,755 0,941	9,56 0,0819	12,6 1,37	15,2 1,64	269	268	268	265	253	НЗ
22	0,991 0,720	6,68 0,0829	8,92 0,963	10,5 1,17	215	215	211	201	179	НЗ

Продолжение таблицы 4

№	Максимальные отклонения орбит ИСЗ-2 (м, см/с)				Число измерений					Режим решений
	ΔS ΔV_S	ΔT ΔV_T	ΔW ΔV_W	ΔR ΔV	N=1	N=2	N=3	N=4	N=5	
23	1,55 0,927	8,70 0,132	11,8 1,27	13,5 1,49	177	177	174	159	136	НЗ
24	1,55 1,09	11,2 0,148	15,3 1,65	18,7 1,88	175	175	169	157	133	НЗ
25	1,95 1,53	15,2 0,170	15,3 1,64	20,9 2,12	—	—	—	—	—	БП
26	2,59 2,63	25,2 0,200	15,2 1,63	29,0 2,87	—	—	—	—	—	БП
27	3,30 4,30	40,5 0,232	15,2 1,63	42,9 4,33	—	—	—	—	—	БП
28	2,99 0,749	6,82 0,257	7,59 0,812	10,1 0,860	252	252	251	249	230	НЗ
29	1,14 0,232	2,31 0,110	6,22 0,669	6,35 0,684	237	237	237	234	229	НЗ
30	0,755 0,233	2,82 0,0644	6,25 0,675	6,80 0,703	254	254	253	251	240	НЗ
31	0,271 0,149	1,60 0,0187	1,63 0,177	2,23 0,217	257	257	256	253	243	НЗ
32	0,400 0,215	2,37 0,0376	2,67 0,290	3,30 0,356	267	267	267	264	256	НЗ
33	0,576 0,203	2,49 0,0590	1,32 0,144	2,49 0,248	247	246	245	238	224	НЗ

Примечание: НЗ — навигационная задача, БП — баллистический прогноз.

Таблица 5

Параметры пар орбит ИСЗ-1 и ИСЗ-2

Оскулирующие элементы	№ пары							
	1		2		3		4	
	ИСЗ-1	ИСЗ-2	ИСЗ-1	ИСЗ-2	ИСЗ-1	ИСЗ-2	ИСЗ-1	ИСЗ-2
<i>a</i>	7378	21400	6678	7000	8800	25478	6679	10000
<i>e</i>	0,01	0,01	0,01	0,01	0,1	0,01	0,01	0,1
<i>i</i>	86	63	86	56	56	63	83,5	56
Ω	0,003	120	0	120	0	120	8,94	0
ω	0,01	2	0	0	0	0	-42,8	0
Θ	0,008	3	0	45	0	45	18,2	45

Направление линии визирования „ИСЗ-1—ИСЗ-2“ определяется после расчета геоцентрической ориентации корпуса ИСЗ-1, который производится на основе измерений в ОЭП-2. В [7] показано, что в результате измерений в ОЭП, жестко закрепленном на корпусе ИСЗ, определяется ориентация спутника в геоцентрической экваториальной инерциальной системе координат (ГЭИСК), т.е. рассчитывается матрица **M** перехода из ГЭИСК в связанную систему координат (ССК). Далее по известным координатам ИСЗ-1 (x_1, y_1, z_1) и опорным координатам ИСЗ-2 (x_2, y_2, z_2) определяется направляющий вектор искомой линии визирования в ГЭИСК **a** (a_x, a_y, a_z):

$$a_x = \frac{x_1 - x_2}{d}, \quad a_y = \frac{y_1 - y_2}{d}, \quad a_z = \frac{z_1 - z_2}{d},$$

где $d = ((x_1 - x_2)^2 + (y_1 - y_2)^2 + (z_1 - z_2)^2)^{1/2}$.

После этого рассчитывается направляющий вектор линии визирования в ССК $\mathbf{a}' (a'_{X_{\text{ССК}}}, a'_{Y_{\text{ССК}}}, a'_{Z_{\text{ССК}}})$:

$$\mathbf{a}' = \mathbf{M}\mathbf{a}.$$

Углы между вектором \mathbf{a}' и осями $X_{\text{ССК}}$ и $Z_{\text{ССК}}$ равны $\lambda_1 = \arccos a'_{X_{\text{ССК}}}$, $\rho_1 = \arccos a'_{Z_{\text{ССК}}}$. Значения λ_1 , ρ_1 подаются на двигатели рамок карданова подвеса для физического ориентирования оптической оси ОЭП-2 в точку нахождения ИСЗ-2.

В табл. 6 представлена точность навигационного определения данных, полученных по методу слежения. Благодаря стабильно высокой точности навигационных определений метод слежения перспективен для использования в системах автономной навигации и ориентации, в первую очередь, для ИСЗ наблюдения.

Таблица 6

Метод слежения.
Максимальные расхождения орбит ИСЗ-2 за 35 витков

№ пары орбит (см. табл. 5)	ΔR , м	ΔV , см/с	ΔS , м	ΔT , м	ΔW , м
1	14,5	18,4	6,97	14,2	4,54
2	29,1	3,28	6,88	18,4	27,7
3	22,4	25,3	9,92	22,0	11,8
4	14,3	69,5	4,46	14,1	4,07

Выявление факта изменения орбиты наблюдаемого аппарата. Для предложенного авторами метода слежения разработан алгоритм решения задачи оперативного выявления факта изменения орбиты ИСЗ-2, причем эти изменения могут быть относительно незначительными. Для этого требуется высокоточное решение навигационной задачи по методу слежения (порядка единиц-десятков метров по положению и соответственно единиц-десятков миллиметров в секунду по модулю вектора скорости), что, в свою очередь, предполагает и аналогичную точность выработки оценок орбиты ИСЗ-1.

В настоящей работе предложены два способа решения задачи по выявлению изменения орбиты ИСЗ-2, на основе анализа динамики сумм поправок к опорной орбите по радиусу-вектору ($\Delta \mathbf{r}$) и модулю вектора скорости ($\Delta \mathbf{v}$), а также сумм абсолютных значений невязок измерений за мерный интервал (μ) при решении навигационной задачи по алгоритму (1), (2):

$$\Delta \mathbf{r} = \sum_c \Delta \mathbf{r}_c, \Delta \mathbf{v} = \sum_c \Delta \mathbf{v}_c, \mu = \sum_j \sum_i |\Delta L_{ij}|. \quad (3)$$

1. *Традиционный набор статистики в модели.* Разработаны два варианта реализации этого способа:

— анализируются поправки $\Delta \mathbf{r}$ на текущем мерном интервале относительно $\Delta \mathbf{r}$ двух предшествующих интервалов (первый критерий) и текущая сумма невязок μ в сравнении с аналогичной суммой на предыдущем интервале (второй критерий);

— сравниваются $\Delta \mathbf{r}$, $\Delta \mathbf{v}$ (первый критерий) и μ (второй) с аналогичными суммами, полученными на предыдущем мерном интервале.

Для выявления импульса предусмотрены два режима расчетов — совместный (А) и раздельный (Б). В режиме А при завершении текущего мерного интервала наличие импульса

фиксируется, когда оба критерия превышают установленные пороги, при режиме Б принимается в расчет превышение соответствующего порога только одним из критериев.

На основе моделирования были выбраны диапазоны значений порогов для первого критерия 2,0—3,0, для второго — 1,25—2,5, в зависимости от пары орбит. Результаты выявления фактов изменения орбиты ИСЗ-2 по первому способу представлены в табл. 7. В графе „Фиксация“ значком „+“ отмечен формируемый алгоритмом сигнал успешного выявления изменения орбиты, здесь же после запятой указано число ложных сигналов во всей статистике из 35 решений соответствующей записи базы решений. В графе „Видимость“ приведена интегрированная характеристика возможности решения навигационной задачи по всем мерным интервалам этой записи: „различная“ означает, что часть решений вынужденно была заменена баллистическим прогнозом, на этих витках возможное изменение орбиты ИСЗ-2 не могло быть установлено.

Таблица 7

Выявление в БКУ изменения орбиты ИСЗ-2. Способ 1, вариант 1

№	Параметры опорных орбит			Видимость	Импульс, м/с	Включение		Режим	Фиксация
	ОЭ	ИСЗ-1	ИСЗ-2			витки	сеансы		
1	a	6679	10000	Полная	50	5	10	А	+
	e	0,01	0,1			10	10		+
	i	83,5	56,0			25	10		+,0
	Ω	8,94	0		30	5	10	А	+
	ω	-42,8	0			10	10		+
	θ	18,2	45,0			25	10		+,0
2	a	7000	10000	Полная	50	4	10	А	+
	e	0,015	0,1			15	10		+
	i	83,5	56,0			28	10		+,0
	Ω	0	0		40	4	50	А	-
	ω	0	0			15	100		+
	θ	18,2	45,0			28	10		+,0
3	a	6678	7000	Различная	50	8	10	Б	+
	e	0,01	0,01			20	12		+
	i	86	63			33	13		+,0
	Ω	0	120		40	8	10	Б	+
	ω	0	0			20	12		+
	θ	0	0			33	13		+,2
4	a	6680	25478	Полная	50	11	10	Б	+
	e	0,01	0,01			21	10		+
	i	86	63,5			31	10		+,0
	Ω	0	0		40	11	10	Б	+
	ω	-15	-34			21	10		+
	θ	100	45			31	10		+,0
					30	11	10	Б	+
					21	10	+		
					31	10	+,0		

Продолжение таблицы 7

№	Параметры опорных орбит			Видимость	Импульс, м/с	Включение		Режим	Фиксация
	ОЭ	ИСЗ-1	ИСЗ-2			витки	сеансы		
5	<i>a</i>	7378	25478	Полная	50	11	10	Б	+
	<i>e</i>	0,01	0,01			21	10		+
	<i>i</i>	86	63,5			31	10		+, 0
	Ω	120	0		30	11	10	Б	+
	ω	-15	-34			21	10		+, 1
	θ	100	45			31	10		+
6	<i>a</i>	7000	8238	Различная	50	6	10	А	+
	<i>e</i>	0,01	0,001			26	15		+
	<i>i</i>	56	104			34	100		+, 0
	Ω	1,20	29,5		40	6	10	А	+
	ω	-50	0			26	15		+
	θ	0	0			34	100		+, 0
7	<i>a</i>	7000	8258	Полная	50	6	10	А	+
	<i>e</i>	0,01	0,001			26	15		+
	<i>i</i>	56	104,1			34	100		+, 1
	Ω	120	209,78		30	4	10	А	+
	ω	-50	51,4			26	15		+
	θ	0	0			34	100		-, 0
7					20	4	10	А	+
						26	15		+
						34	100		+, 0

2. *Бортовой способ* разработан на основе двух параллельно работающих программ. Первая, полетная программа, осуществляет расчет уточненной опорной орбиты (УОО) ИСЗ-2 согласно (1), (2) на основе априорных данных об орбите и модели бортовых измерений. Вторая, модельная программа, реализует исключительно модельный алгоритм, в ней опорная и истинная орбиты представляются выработанной в полетной программе УОО, на основе которой моделируются измерения; импульсы, подаваемые для изменения орбиты ИСЗ-2, в ней отсутствуют.

В динамике набора статистики взаимодействие полетной и модельной программ происходит следующим образом. В течение первого витка работает только полетная программа, рассчитывающая УОО. На втором и последующем витках функционируют обе программы параллельно. Модельная программа в процессе решения навигационной задачи вырабатывает базовые значения описанных в (3) критериев, с которыми сравниваются результаты аналогичных расчетов полетной программы. При превышении их по первому критерию в три и более раза, а по второму критерию — в 1,25 и более раз фиксируется факт изменения орбиты ИСЗ-2.

Результаты расчетов по бортовому способу представлены в табл. 8 и 9. Табл. 8 составлена для четвертой пары, но с изменением направления импульса: *S* — радиус-вектор орбиты, *T* — трансверсаль, *W* — бинормаль; табл. 9 — для второй и четвертой пар орбит из табл. 5, импульс направлен по трансверсали.

Таблица 8

Фиксирование на ИСЗ-1 изменения орбиты ИСЗ-2. Способ 2

№	Программа полетная						Программа модельная				Критерий			Фиксация		
	импульс			навигационные параметры			навигационные параметры				$\frac{\Delta v_1}{\Delta v_2}$	$\frac{\mu_1}{\mu_2}$	режим А	режим Б		
	ориентация	модуль, м/с	виток	подача	сеанс	Δv_1 , м	Δv_1 , мм/с	μ_1 , "	Δv_2 , м	Δv_2 , мм/с					μ_2 , "	
1	T	10	2	15	15	29,7	1,24	715	1,59	0,21	223	18,68	5,90	3,21	+	+
2	T	5	2	450	450	2,35	0,56	285	1,59	0,21	223	1,48	2,67	1,28	-	+
3	T	3	2	100	100	8,92	1,72	371	1,59	0,21	223	5,61	8,19	1,66	+	+
4	T	1	2	15	15	6,88	0,13	263	1,59	0,21	223	4,33	0,62	1,18	-	-
5	S	10	2	15	15	37,7	2,15	4807	1,59	0,21	223	23,71	10,24	21,55	+	+
6	S	5	2	100	100	28,74	5,14	1731	1,59	0,21	223	18,08	24,48	7,76	+	+
7	S	3	2	400	400	7,08	1,18	262	1,59	0,21	223	4,45	5,62	1,17	-	+
8	S	1	2	100	100	7,14	1,15	460	1,59	0,21	223	4,49	5,48	2,06	+	+
9	W	10	2	150	150	12,10	3,22	413	1,59	0,21	223	7,61	15,33	1,85	+	+
10	W	5	2	200	200	8,41	1,21	304	1,59	0,21	223	5,29	5,76	1,36	+	+
11	W	3	2	225	225	5,63	0,57	271	1,59	0,21	223	3,54	2,71	1,22	-	+
12	W	1	2	15	15	5,11	0,34	266	1,54	0,21	223	3,21	1,62	1,19	-	+
13	T	5	3	-	-	10,56	1,26	301	2,85	0,35	219	3,71	3,60	1,35	+	+

Фиксирование на ИСЗ-1 изменения орбиты ИСЗ-2. Способ 2

№	Программа полетная						Программа модельная			Критерий			Фиксация	
	импульс			навигационные параметры			навигационные параметры							
	модуль, м/с	подача												
		виток	сеанс	Δr_1 , м	Δv_1 , мм/с	μ_1 , "	Δr_2 , м	Δv_2 , мм/с	μ_2 , "	$\frac{\Delta r_1}{\Delta r_2}$	$\frac{\Delta v_1}{\Delta v_2}$	$\frac{\mu_1}{\mu_2}$	режим А	режим Б
1	3	2	100	8,92	1,72	371	1,59	0,21	223	5,61	8,19	1,66	+	+
	10	7	400	0,88	0,25	313	1,95	0,11	278	0,45	9,27	1,12	-	-
	-	8	-	18,75	2,46	410	0,63	0,81	320	29,7	3,01	1,28	+	+
2	3	2	100	8,92	1,72	371	1,59	0,21	223	5,61	8,19	1,66	+	+
	10	7	25	21,6	3,17	625	1,91	0,10	278	10,3	31,7	2,25	+	+
3	3	2	100	5,67	2,73	320	4,88	3,62	263	1,16	0,75	1,25	-	+
	10	7	400	10,83	9,07	260	7,72	5,54	212	1,40	1,61	1,22	-	-
	-	8	-	17,62	7,32	656	6,09	4,19	428	2,89	1,74	1,29	-	+
4	3	2	15	3,85	1,94	304	4,88	3,62	263	0,79	0,53	1,16	-	-
	10	7	25	10,62	3,75	485	6,74	6,00	206	1,57	0,62	2,35	-	+
5	5	2	15	7,34	3,38	389	4,88	3,62	263	1,50	0,93	1,43	-	+
	5	7	25	12,09	7,96	300	7,51	5,63	224	1,61	1,41	1,34	-	+
6	3	2	50	17,30	0,273	125	6,45	0,126	99,4	2,68	2,17	1,26	-	+
	10	7	200	14,26	0,086	396	6,21	0,126	133,0	2,30	0,68	2,98	-	+
7	1	2	50	4,64	0,074	128	6,44	0,127	99,4	0,72	0,58	1,29	-	+
	10	5	12	47,90	0,730	527	3,88	0,047	128,0	12,35	15,5	4,12	+	+
8	3	2	50	82,80	2,44	252	32,35	3,67	91,5	2,56	0,66	275,0	-	+
	10	5	200	230,2	24,99	3375	122,4	8,15	109,0	1,88	3,07	30,96	-	+
9	3	2	8	143,1	5,09	365	32,35	3,67	91,5	4,42	1,39	3,99	-	+
	10	5	12	241,0	17,66	4732	64,10	4,19	115,0	3,76	4,21	41,15	+	+
10	5	2	8	31,30	2,39	261	32,35	3,67	91,5	0,96	0,65	2,85	-	+
	5	5	12	571,5	41,6	1713	38,40	3,67	110,6	14,88	11,34	15,49	+	+

Примечание: ориентация по оси T .

Анализ табл. 7—9 показывает, что первый способ, более простой для программной реализации, позволяет уверенно определять изменение орбиты ИСЗ-2 лишь при относительно больших импульсах (20 м/с и более) и требует тонкой настройки порогов, в зависимости от пар орбит, для исключения ложных сигналов. Второй способ гораздо чувствительнее к величине импульса (1—3 м/с) и в нем практически отсутствует ложное выявление сигналов, поскольку в нем на каждом витке сравниваются два решения задачи по одному и тому же алгоритму с близкими исходными данными. При отсутствии импульсов значения критериев будут близки, а их отношения далеки от пороговых значений. Однако по сравнению с первым этот способ требует значительного усложнения программы.

Время выявления импульса зависит от времени его подачи относительно начала мерного интервала (витка). Если этот момент выпадает на первую половину или середину интервала, импульс фиксируется по его окончании, в противном случае — в течение следующего интервала или, в крайнем случае, по его завершении (табл. 8, строки 2 и 13, 7 и 14, 11 и 15).

Используя оба предложенных метода — взаимно-угловой и слежения, на каждом навигационном сеансе после определения ориентации ИСЗ-1 в ГЭИСК возможно определить на основе данных о его орбите ориентацию и в подвижной орбитальной системе координат [7—9].

Таким образом, предлагаемая автономная астрономическая система является многофункциональной; она обеспечивает решение задач навигации и ориентации собственного ИСЗ, выполнение функций формирования высокоточных навигационных определений и выявления фактов изменения орбиты наблюдаемого спутника. Выполнение всех функций обеспечивается использованием одних и тех же измерителей — ОЭП.

Предлагаемая система, основанная на пассивных измерениях, характеризуется повышенным уровнем автономности, устойчивости и помехозащищенности, не требует для своей реализации дополнительных полей и излучений. Разработанные методы могут быть использованы в автономных системах наблюдения за космическими объектами.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Кузнецов В. И., Данилова Т. В. Автоматизированная система исследований методов и алгоритмов автономной навигации и ориентации космических аппаратов: Учеб. пособие. СПб: ВКА им. А. Ф. Можайского, 2006.
2. Кузнецов В. И. Автоматизированная система научных исследований методов и алгоритмов автономной навигации и ориентации космических аппаратов. СПб: ВКА им. А. Ф. Можайского, 2010.
3. Кузнецов В. И., Данилова Т. В. Моделирование метода взаимной автономной навигации космических аппаратов: новые результаты // Изв. вузов. Приборостроение. 2005. Т. 48, № 10. С. 20—27.
4. Свид. о гос. рег. программ 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; опублик. 05.08.2013.
5. 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. 551—562.
6. 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.
7. Данилова Т. В., Архипова М. А. Определение ориентации корпуса космического аппарата в геоцентрической экваториальной инерциальной системе координат на основе астроизмерений при отсутствии данных о параметрах орбиты // Изв. вузов. Приборостроение. 2013. Т. 56, № 7. С. 13—20.
8. Данилова Т. В. Автономный метод определения оценок параметров орбиты и ориентации космического аппарата в пространстве при отсутствии априорной информации // Изв. вузов. Приборостроение. 2014. Т. 57, № 5. С. 30—38.
9. Пат. 2013128117 РФ. 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; опублик. 27.12.2014. Бюл. № 36.

Сведения об авторах

- Владислав Иванович Кузнецов** — д-р техн. наук; ВКА им. А. Ф. Можайского, 34 отдел военного института; E-mail: vikilz@mail.ru
- Тамара Валентиновна Данилова** — канд. техн. наук; ВКА им. А. Ф. Можайского, 34 отдел военного института; E-mail: danitoma58@yandex.ru

Рекомендована ВКА

Поступила в редакцию
05.11.14 г.

Ссылка для цитирования: Кузнецов В. И., Данилова Т. В. Автономная астрономическая система навигации и слежения // Изв. вузов. Приборостроение. 2015. Т. 58, № 8. С. 625—638.

AUTONOMOUS ASTRONOMICAL SYSTEM FOR NAVIGATION AND TRACKING**V. I. Kuznetsov, T. V. Danilova***A. F. Mozhaysky Military Space Academy, 197198, Saint Petersburg, Russia**E-mail: danitoma58@yandex.ru*

An autonomous astronomical system for artificial satellite navigation and orientation is presented. The system makes use of "satellite–star" angle measurements with optical-electronic instruments. A reciprocal angles method and a tracking method are developed to solve the navigation problem. In both the methods, the line-of-sight direction is calculated from obtained estimates of the satellite orientation. Along with generation of high-precision navigation data on the satellite under observation, the tracking method reveals the facts of the satellite orbit change (maneuver) even under weak pulse (1—3 m/s). Results of simulation testing of the developed methods are presented.

Keywords: autonomous navigation, methods of navigation, stellar measurements, star recognition, optical-electronic device, orbit change.

Data on authors

- Vladislav I. Kuznetsov** — Dr. Sci.; A. F. Mozhaysky Military Space Academy, Department 34 of the Military Institute; E-mail: vikilz@mail.ru
- Tamara V. Danilova** — PhD; A. F. Mozhaysky Military Space Academy, Department 34 of the Military Institute; E-mail: danitoma58@yandex.ru

Reference for citation: *Kuznetsov V. I., Danilova T. V. Autonomous astronomical system for navigation and tracking // Izvestiya Vysshikh Uchebnykh Zavedeniy. Priborostroenie. 2015. Vol. 58, N 8. P. 625—638 (in Russian).*

DOI: 10.17586/0021-3454-2015-58-8-625-638