

## Астрономический автономный метод слежения за космическими аппаратами

© Т. В. Данилова, М. А. Архипова, М. А. Маслова

ВКА имени А. Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург, Россия

### Реферат

В статье описан астрономический метод автономной навигации и слежения за орбитальными объектами космического контроля. Цель исследования – разработка метода формирования высокоточных навигационных данных объектов наблюдения, к которым относятся космические аппараты различных классов, а также фрагменты космического мусора. Метод также должен быть дополнен алгоритмами, обеспечивающими оперативное выявление фактов изменения орбиты наблюдаемого объекта.

Предложен метод слежения, основанный на визировании в оптико-электронном приборе (звездном датчике) объекта наблюдения и уточнении параметров его орбиты по результатам измерений углов «объект наблюдения – звезда». Выявление маневров визируемого объекта осуществляется на основе анализа динамики сумм поправок к орбите и сумм абсолютных значений невязок измерений, формируемых в процессе решения навигационной задачи. Представлены два варианта алгоритма выявления фактов импульса. Проанализированы факторы, влияющие на точность метода. Проведено его имитационное моделирование и испытания для космических аппаратов с орбитами, которые менялись в широком диапазоне, в том числе для искусственных спутников Луны.

Результаты моделирования демонстрируют высокие точностные характеристики метода слежения. При средних значениях погрешностей положения визирующего космического аппарата  $\mathbf{R}' \in [1.5 \text{ м}, 15.0 \text{ м}]$ , при случайных приборных погрешностях измерений координат звезд в оптико-электронном приборе  $\sigma = 0.3''$  апостериорные оценки орбиты объекта наблюдения таковы: средние отклонения по векторам положения и скорости  $d\mathbf{R} < 7.5 \text{ м}$ ,  $d\mathbf{V} < 8 \text{ мм/с}$ , максимальные –  $d\mathbf{R}_{max} < 11 \text{ м}$ ,  $d\mathbf{V}_{max} < 11 \text{ мм/с}$ , по крайней мере для представленных в статье классов орбит. Данный метод обеспечивает выявление маневров наблюдаемого объекта, в том числе и при слабых импульсах, от 1 м/с до 3 м/с. Результаты разработок могут быть применены в бортовых комплексах управления космическими аппаратами, в том числе в автономных системах контроля космического пространства.

**Ключевые слова:** автономная навигация, распознавание звезд, звездные датчики, оптико-электронные приборы, бортовые комплексы управления, системы наблюдения, космический мусор.

*Контакты для связи:* Маслова Марина Александровна (maralemas2009@gmail.com).

*Статья поступила в редакцию 05.05.2019, принята к публикации 09.10.2019 опубликована 12.05.2020.*

**Для цитирования:** Данилова Т. В., Архипова М. А., Маслова М. А. Астрономический автономный метод слежения за космическими аппаратами // Труды ИПА РАН. 2020. Вып. 52. С. 17–22.

<https://doi.org/10.32876/ApplAstron.52.17-22>

## Autonomous Astronomical Method of Spacecraft Tracking

T. V. Danilova, M. A. Arkhipova, M. A. Maslova

Mozhaisky Military Space Academy, Saint Petersburg, Russia

### Abstract

The paper describes the astronomical method of autonomous navigation and tracking of orbital objects of space control. The purpose of the study is to develop a method for the formation of high-precision navigation data of the objects observed, which include spacecraft of various classes, as well as fragments of space debris. The method should also be supplemented with the algorithms that ensure the prompt detection of facts of orbit changes of the object observed.

The tracking method proposed is based on the sighting of the observed object in an optical-electronic device (star sensor) and the refinement of its orbit parameters based on the results of the measurements of the angles “observed object – star”. The identification of the maneuvers of the sighted object is based on the analysis of the dynamics of the orbit corrections sums and the sums of the absolute values of the measurement errors formed in the process of solving the navigation problem. Two versions of the pulse fact detection algorithm are presented. The factors affecting the accuracy of the method are analyzed. It was simulated and tested for spacecraft with orbits that varied over a wide range, including for the artificial satellites of the Moon.

The simulation results demonstrate the high accuracy characteristics of the tracking method. With average values of the positioning errors of the sighting spacecraft  $\mathbf{R}' \in [1.5 \text{ m}, 15.0 \text{ m}]$ , having random instrumental errors in measuring the coordinates of stars in an optical-electronic device  $\sigma = 0.3''$ , the posterior estimates of the orbit of the observed object are as follows: average deviations by the position and velocity vectors  $d\mathbf{R} < 7.5 \text{ m}$ ,  $d\mathbf{V} < 8 \text{ mm/s}$ , the maximum deviations –  $d\mathbf{R}_{max} < 11 \text{ m}$ ,  $d\mathbf{V}_{max} < 11 \text{ mm/s}$ , at least for the classes of orbits presented in the paper. This method provides the identification of the maneuvers of the object observed, including at weak impulses – from 1 m/s to 3 m/s. The development results can be applied to onboard spacecraft control systems, including autonomous space monitoring systems.

**Keywords:** autonomous navigation, recognition of stars, star sensors, optical electronic devices, onboard management systems, observation systems, space debris.

*Contacts: Marina Maslova (maralemas2009@gmail.com).*

*Received May 05, 2019, accepted October 30, 2019, published May 12, 2020.*

**For citation:** Danilova T. V., Arkhipova M. A., Maslova M. A. Autonomous astronomical method of tracking spacecrafts tracking // Transactions of IAA RAS. 2020. Vol. 52. P. 17–22.

[https://doi.org/10.32876/ApplAstron.52.17–22](https://doi.org/10.32876/ApplAstron.52.17-22)

## Введение

Повышение уровня автономности функционирования систем управления КА – одна из важнейших тенденций развития космических технологий. В этом плане наиболее перспективны астрономические системы автономной навигации. В современных условиях обстановки особую важность приобретают системы наблюдения за космическими объектами, которые наряду с формированием навигационных данных орбитальных объектов контроля позволяют оперативно выявлять факты их маневров [1, 2].

## Метод слежения

Метод слежения (МС) основан на визировании в бортовом оптико-электронном приборе (ОЭП) орбитального объекта и позволяет получить высокоточное решение задачи навигации для визируемого объекта и выявить факт изменения его орбиты [3, 4]. Полагается, что орбита визирующего КА (КА-1) известна с некоторой достаточно высокой точностью (единицы – десятки метров по положению). Оценки орбиты КА-1 могут быть получены с применением одного из методов автономной навигации [5, 6] или с использованием средств ГНСС.

### Описание метода

МС является модификацией взаимного метода автономной навигации [5, 6], но, в отличие от последнего, при его использовании навигационные определения формируются только для визируемого объекта. В его основе – измерения углов «КА – звезда» без измерения дальности и радиальной скорости. Измерители – два ОЭП, один из которых (ОЭП-1) жестко закреплен на корпусе КА-1 и предназначен для определения его ориентации, второй (ОЭП-2), помещенный в карданов подвес, осуществляет визирование объекта наблюдения (КА-2), измерение координат звезд и звездных величин, распознавание звезд [5]. Схема измерений приведена на рис. 1а. Здесь  $\vartheta_i$  – угол между направлениями «КА-1 – КА-2» и «КА-1 – звезда  $i$ »,  $i = 1, 2, \dots, I$ , где  $I$  – размерность навигационной функции.

Углы  $\vartheta_i$  рассчитываются на основе результатов измерений координат звезд в ОЭП-2. При визировании КА-2 направление оптической оси  $\zeta$  приборной системы координат (ПСК) совпадает

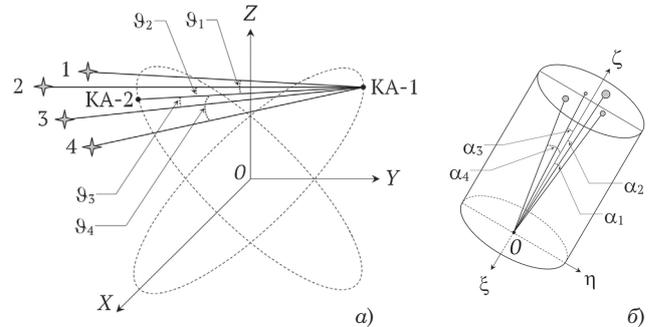


Рис. 1. Схема бортовых измерений метода слежения

ет с направлением «КА-1 – КА-2», а углы  $\alpha_i$  между осью  $\zeta$  и направлением на звезду, рассчитанные в ПСК, в силу ортогональности приборной и геоцентрической экваториальной систем координат, и есть требуемые навигационные параметры:  $\vartheta_i = \alpha_i$  (рис. 1б). Поэтому погрешности навигационной вектор-функции невысоки.

Навигационная задача решается с использованием классического метода наименьших квадратов. Величина  $\mathbf{q}_{0an}$  – оценка орбиты КА-2 на начало мерного интервала (МИ) – полагается априори известной, длительность МИ ( $T$ ) составляет виток или часть витка КА-2. По окончании МИ производится статистическая обработка результатов измерений по методу наименьших квадратов, оценка параметров орбиты итерационно корректируется:  $\mathbf{q}_{0m} = \mathbf{q}_{0m-1} + \Delta\mathbf{q}_{0m}$ , где  $m$  – номер итерации,  $m = 0, 1, 2, \dots$ ; на нулевой итерации  $\mathbf{q}_{00} = \mathbf{q}_{0an}$ .

Пусть  $\mathbf{q} = \{\mathbf{R}, \mathbf{V}\}$ ,  $\mathbf{q}_{0m} = \{\Delta\mathbf{R}_m, \Delta\mathbf{V}_m\}$ , где  $\mathbf{R}$  и  $\mathbf{V}$  – векторы положения и скорости КА,  $\Delta\mathbf{R}_m$  и  $\Delta\mathbf{V}_m$  – поправки к ним. Обозначим суммы поправок:

$$\Delta\mathbf{R} = \sum_m \Delta\mathbf{R}_m; \Delta\mathbf{V} = \sum_m \Delta\mathbf{V}_m. \quad (1)$$

Частные производные от вектор-функции измеряемых параметров по уточняемым для МС совпадают с таковыми для взаимного метода [5, 6].

Возможность решения навигационной задачи определяется взаимным положением аппаратов в течение МИ, что позволяет осуществить прогноз наблюдаемости системы на основе априорных данных об орбитах путем формирования множества навигационных отрезков МИ, на которых возможны измерения.

Точность навигационных определений метода зависит от приборных погрешностей измерений координат звезд в визирующем ОЭП –  $\sigma$ , числа навигационных сеансов на МИ –  $N$ , размерности навигационной функции –  $I$ , погрешностей оценок орбиты КА-1 –  $\mathbf{R}'$ .

Таблица 1

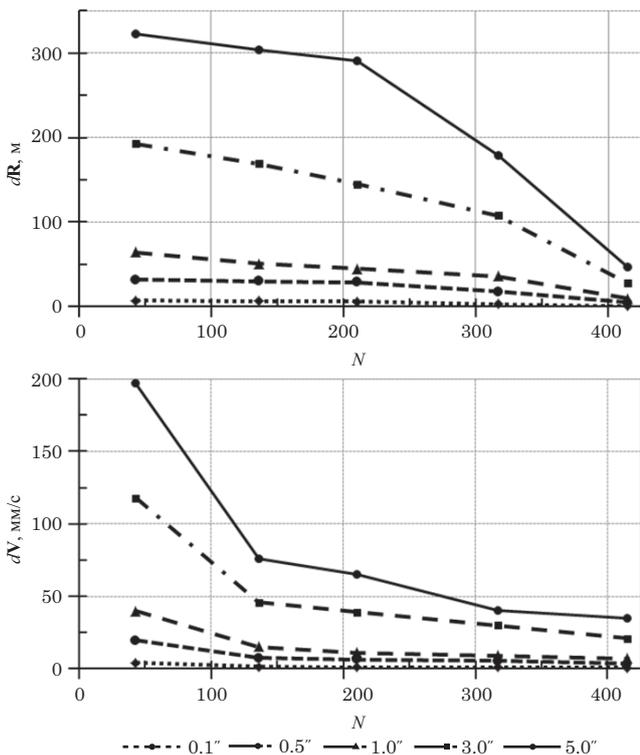
## Параметры орбит

№ пары орбит	Центральное тело	КА	Оскулирующие элементы					
			$a$ , км	$e$	$i$ , °	$\Omega$ , °	$\omega$ , °	$\Theta$ , °
1	Земля	КА1	6679	0.01	83.5	8.94	-42.8	18.2
		КА2	10000	0.1	56	0	0	45
2	Земля	КА1	25478	0.01	63	0	60	40
		КА2	42400	0.01	0	0	30	50
3	Земля	КА1	7378	0.01	86	0.003	0.01	0.008
		КА2	21400	0.2	63	120	2	3
4	Земля	КА1	6678	0.01	86	0	0	0
		КА2	7000	0.01	63	120	0	0
5	Земля	КА1	6678	0.01	86	0	0	0
		КА2	7000	0.01	56	120	0	45
6	Земля	КА1	6680	0.01	86	0	-15	100
		КА2	25478	0.01	63.5	0	-34	45
7	Земля	КА1	7000	0.01	56	120	-50	0
		КА2	8258	0.001	104.1	209.78	51.4	0
8	Луна	КА1	6003.20	0.005	58.2	0.1	0	240
		КА2	19950	0.1	60	180	230	90
9	Луна	КА1	2736.90	0.009	58.3	160	80	70
		КА2	3237	0.005	90	72	45	30

## Результаты моделирования

Предлагаются результаты вычислительных экспериментов для пар КА, параметры орбит которых ( $a$  – большая полуось,  $e$  – эксцентриситет,  $i$  – наклонение,  $\Omega$  – аргумент восходящего узла,  $\omega$  – аргумент перигея,  $\Theta$  – истинная аномалия) представлены в табл. 1 [5, 6].

В качестве показателей точности  $P$  анализировались апостериорные отклонения орбиты КА-2 по векторам положения  $\mathbf{R}$  и скорости  $\mathbf{V}$ : средние –  $d\mathbf{R}$  и  $d\mathbf{V}$ , максимальные –  $d\mathbf{R}_{max}$  и  $d\mathbf{V}_{max}$ .

Рис. 2. Влияние числа измерений ( $N$ ) на показатели точности

отклонения в начальной и конечной точках МИ –  $d\mathbf{R}_0$  и  $d\mathbf{V}_0$ ,  $d\mathbf{R}_N$  и  $d\mathbf{V}_N$ :

$$P = \{d\mathbf{R}, d\mathbf{V}, d\mathbf{R}_{max}, d\mathbf{V}_{max}, d\mathbf{R}_0, d\mathbf{V}_0, d\mathbf{R}_N, d\mathbf{V}_N\}.$$

На рис. 2 представлены графики зависимости  $d\mathbf{R}$  и  $d\mathbf{V}$  от  $N$  при  $\sigma \in [0.1''; 5'']$  для пары орбит 1 из табл. 1. При  $\sigma \leq 0.5''$  и  $N > 400$  точностные характеристики МС довольно высоки:  $d\mathbf{R} < 5$  м,  $d\mathbf{V} < 4$  мм/с.

Рис. 3 демонстрирует зависимости показателей  $d\mathbf{R}$ ,  $d\mathbf{V}$ ,  $d\mathbf{R}_{max}$  и  $d\mathbf{V}_{max}$  от  $I$ , для пар орбит 1 и 2 при соответственно,  $\sigma = 3''$ . Увеличение значения  $I$  от 1 до 5 способствует повышению точностных ха-

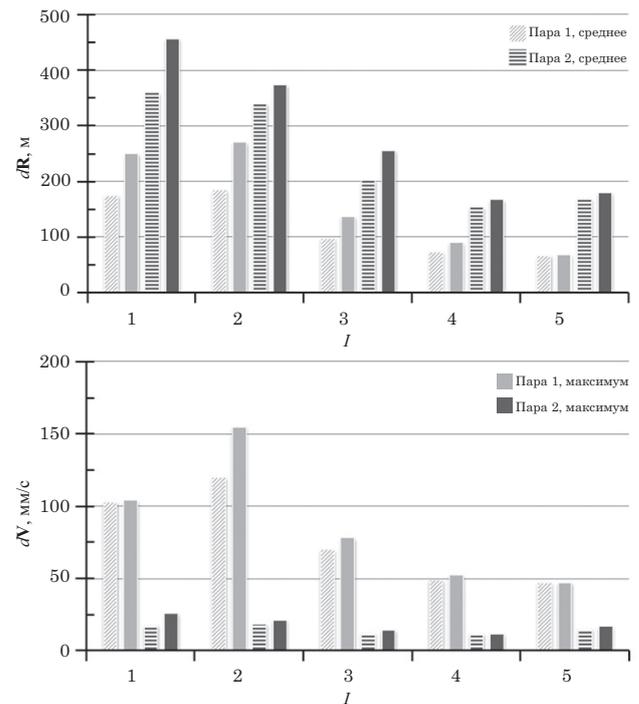


Рис. 3. Влияние размерности навигационной функции на показатели точности

рактических методов, иногда в разы. Однако в целом это влияние определяется соотношением погрешностей  $R'$  и  $\sigma$ ; при возрастании первой до 100 м и убывании последней до значений, меньших 1", зависимость  $p(I)$ , где  $p \in P$ , утрачивает свою регулярность.

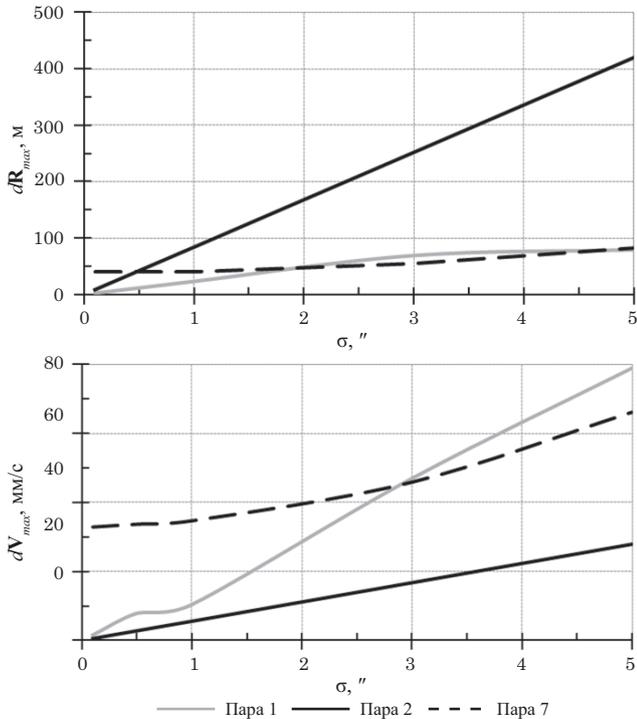


Рис. 4. Влияние приборных погрешностей измерений на показатели точности

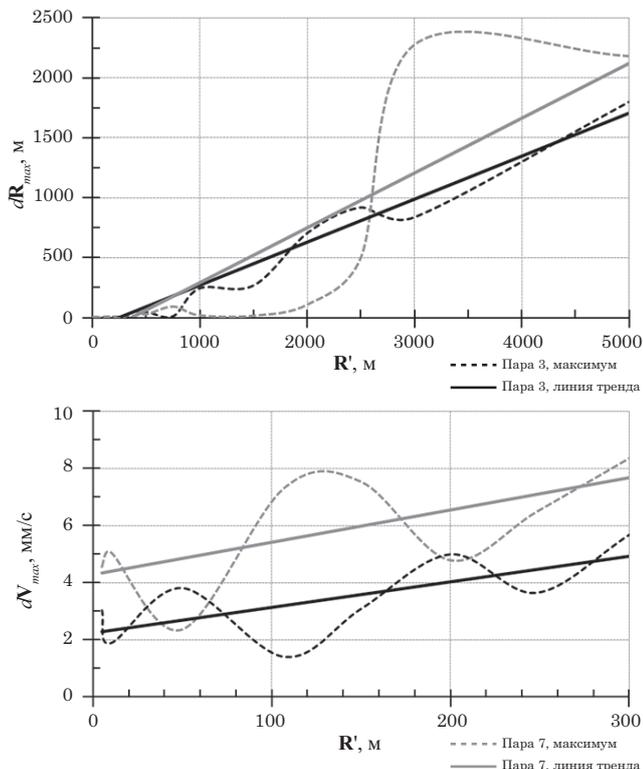


Рис. 5. Влияние погрешностей оценок вектора положения КА-1 на показатели точности

На рис. 4 представлена зависимость показателей  $dR_{max}$  и  $dV_{max}$  от  $\sigma$  для пар орбит 1, 2 и 7 при  $N = 170, 210$  и  $200, I = 5$ . Зависимость, как видно из графиков, носит линейный характер, но параметры ее различны. При возрастании  $R'$  влияние  $\sigma$  на точностные характеристики ослабевает (рис. 4, пара орбит 7). Характер зависимостей  $dR_{max}$  и  $dV_{max}$  от погрешностей  $R'$  отражен на рис. 5.

Создан вариант модели метода для искусственных спутников Луны. В табл. 2 представлены итоговые результаты моделирования МС при длительности МИ в виток КА-2,  $R' \in [1.5, 15.0]$ ,  $\sigma = 0.3''$ . Из таблицы видно, что  $dR < 7.5$  м,  $dR_{max} < 11$  м,  $dV < 8$  мм/с,  $dV_{max} < 11$  мм/с, в том числе и для искусственных спутников Луны (номера пар орбит 8 и 9 табл. 1 и 2).

### Алгоритм выявления факта изменения орбиты визируемого КА

МС дополнен алгоритмом решения задачи оперативного выявления факта изменения орбиты КА-2. Задача решается при условии высокоточных навигационных определений метода: единицы – десятки метров по положению; единицы – десятки миллиметров в секунду по модулю вектора скорости. Разработанные два способа решения этой задачи основаны на анализе сумм (1)  $\Delta r = |\Delta R|$ ,  $\Delta v = |\Delta V|$  и сумм абсолютных значений невязок измерений за МИ –  $\mu$ , вырабатываемых в процессе решения навигационной задачи.

Первый способ состоит в том, что в процессе решения навигационной задачи на последовательности МИ формируются массивы вышеуказанных сумм  $\Delta r_i, \Delta v_i, \mu_i$ , где  $i$  – номер МИ, и рассчитываются их отношения  $K_{r,i} = \frac{\Delta r_i}{\Delta r_{i-1}}, K_{v,i} = \frac{\Delta v_i}{\Delta v_{i-1}}, K_{\mu,i} = \frac{\mu_i}{\mu_{i-1}}$ .

Предусмотрены два режима расчетов – совместный (А) и раздельный (Б). В режиме А флаг выявления импульса  $f = (K_{r,i} > p_r) \wedge (K_{v,i} > p_v) \wedge (K_{\mu,i} > p_\mu)$ , в режиме Б –  $f = (K_{r,i} > p_r) \vee (K_{v,i} > p_v) \vee (K_{\mu,i} > p_\mu)$ , константы  $p_r, p_v \in [2.0; 3.0], p_\mu \in [1.25; 2.5]$ ; их значения определяются в зависимости от пары орбит.

Второй способ разработан на основе двух параллельно работающих программ – полетной и модельной. Полетная программа на первом МИ осуществляет расчет параметров уточненной опорной орбиты КА-2 методом слежения на основе бортовых измерений. Модельная реализует исключительно модельный алгоритм, в ней параметры опорной и фактической орбит представляются таковыми выработанной уточненной опорной орбиты, импульсы отсутствуют. На дальнейших МИ программы функционируют параллельно. При завершении каждого МИ рассчитываются значения критериев и флагов фиксации импульса:

$$K'_r = \frac{\Delta r_{\Pi}}{\Delta r_M}, K'_v = \frac{\Delta v_{\Pi}}{\Delta v_M}, K'_\mu = \frac{\mu_{\Pi}}{\mu_M}$$

Таблица 2

Итоговые результаты моделирования метода слежения

№ пары орбит	Кол-во сеансов	$dR$ , м	$dV$ , мм/с	$dR_{max}$ , м	$dV_{max}$ , мм/с	$dR_0$ , м	$dV_0$ , мм/с	$dR_N$ , м	$dV_N$ , мм/с
1	210	4.8	3.2	6.91	4.72	6.37	4.72	3.13	2.35
2	400	3.92	3.02	6.20	0.52	4.49	0.52	4.79	0.50
3	300	3.03	0.48	4.20	0.63	2.63	0.62	2.40	0.59
4	330	2.41	1.65	5.23	4.15	1.84	0.78	5.16	4.15
5	335	7.18	7.78	10.3	10.8	10.3	9.10	7.99	4.98
6	275	2.57	0.33	4.68	0.57	3.43	0.37	4.68	0.57
7	225	2.41	1.81	3.62	3.28	3.62	3.24	1.53	1.58
8	145	6.04	2.25	7.84	2.97	4.14	2.18	5.97	2.77
9	400	3.04	0.71	8.17	1.61	3.44	0.78	8.17	1.61

Таблица 3

Выявление фактов изменения орбиты КА-2. Способ 1

Номер пары орбит	Наблюдаемость	Импульс			Выявление		Количество ложных выявлений				
		Момент		Величина, м/с	Режим	Результат					
		МИ	сеанс								
4	частичная	8 33	10 13	50	Б	+	0				
		20 33	12 13					40	Б	+	2
		8 20	10 12								
6	полная	11 31	10 10	50	Б	+	0				
		21 31	10 10					40	Б	+	0
		11 21	10 10								
7	полная	6 34	10 100	50	А	+	1				
		26 34	15 100					30	А	+	0
		4 26	10 15								

Таблица 4

Выявление фактов изменения орбиты КА-2. Способ 2

№	Номер пары орбит	МИ, витки КА-2	Импульс				Выявление				
			Номер МИ	Номер сеанса	Направление	Величина, м/с	$K'_r$	$K'_v$	$K'_\mu$	Режим А	Режим Б
1	1	0.5	2	450	<i>T</i>	5	1.48	2.67	1.28	–	+
2	1	0.5	2	100	<i>T</i>	3	5.61	8.19	1.66	+	+
3	1	0.5	2	15	<i>T</i>	1	4.33	0.62	1.18	–	–
4	1	0.5	2	100	<i>S</i>	5	18.08	24.48	7.76	+	+
5	1	0.5	2	400	<i>S</i>	3	4.45	5.62	1.17	–	+
6	1	0.5	2	100	<i>S</i>	1	4.49	5.48	2.06	+	+
7	1	0.5	2	200	<i>W</i>	5	5.29	5.76	1.36	+	+
8	1	0.5	2	225	<i>W</i>	3	3.54	2.71	1.22	–	+
9	1	0.5	2	15	<i>W</i>	1	3.21	1.62	1.19	–	+
10	1	1.0	2	100	<i>T</i>	3	5.61	8.19	1.67	+	+
11	5	1.0	2	15	<i>T</i>	3	0.79	0.53	1.16	–	–
12	5	1.0	2	15	<i>T</i>	5	1.50	0.93	1.43	–	+
13	5	1.0	7	25	<i>T</i>	5	1.61	1.41	1.34	–	+
14	1	0.5	2	50	<i>T</i>	3	2.68	2.17	1.26	–	+
15	1	0.5	2	50	<i>T</i>	1	0.72	0.58	1.29	–	+
16	5	0.5	2	50	<i>T</i>	3	2.56	0.66	275.0	–	+
17	5	0.5	2	8	<i>T</i>	3	4.42	1.39	3.99	–	+
18	5	0.5	2	8	<i>T</i>	5	0.96	0.65	2.85	–	+

$$f = (K'_r > p'_r) \wedge (K'_v > p'_v) \wedge (K'_\mu > p'_\mu)$$

или

$$f = (K'_r > p'_r) \vee (K'_v > p'_v) \vee (K'_\mu > p'_\mu)$$

в зависимости от режима А или Б; индексы П и М означают соответственно полетную и модельную программы;  $p'_r = p'_v = 3.0 \cdot p'_\mu = 1.25$ .

Результаты выявления маневра КА-2 представлены в табл. 3 и 4.

В графе наблюдаемости (табл. 3) значения «полная» («частичная») означают отсутствие (наличие) баллистического прогноза КА-2 на множестве 35-мерных интервалов;  $N = 500$ . Знаком «+» отмечен положительный результат выявления импульса.

Анализ табл. 3 и 4 показывает, что первый способ позволяет уверенно определять изменение орбиты КА-2 лишь при относительно больших импульсах (20 м/с и более); второй способ гораздо чувствительнее к величине импульса (1–3 м/с) и максимально защищен от ложных сигналов.

## Заключение

Результаты моделирования демонстрируют высокие точностные характеристики МС, его применимость в автономных системах контроля кос-

мического пространства для различных классов КА. Объектами наблюдения могут выступать также фрагменты космического мусора.

## Литература

1. Макаренко С. И. Использование космического пространства в военных целях: современное состояние и перспективы развития систем информационно-космического обеспечения и средств вооружения // Системы управления, связи и безопасности. 2016. № 4. С. 161–213.
2. Jing Z., Pan H., Li Y., et al. Non-cooperative target tracking, fusion and control. Algorithms and advances. Springer, 2018. 340 p.
3. Кузнецов В. И., Данилова Т. В. Автономная астрономическая система навигации и слежения // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. 2015. Т. 58, № 8. С. 625–638.
4. Способ автономного оценивания изменений орбиты визируемого космического аппарата: пат. 2624408 Рос. Федерация, МПК G01 C21/24 / Кузнецов В. И., Данилова Т. В., Архипова М. А.; патентообладатель ВКА имени А. Ф. Можайского. № 2015151599; заявл. 01.12.2015, опубл. 03.07.2017, бюл. № 19.
5. 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 имени А. Ф. Можайского, 2015. 233 с.
6. Кузнецов В. И., Данилова Т. В. Автоматизированная система исследований методов и алгоритмов автономной навигации и ориентации космических аппаратов: учебное пособие. СПб.: ВКА имени А. Ф. Можайского, 2006. 322 с.