

Система автономной навигации для малых космических аппаратов в составе кластера

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

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

Реферат

Цель исследования — разработка астрономической системы автономной навигации для малых космических аппаратов, которые входят в состав орбитальной группировки, называемой кластером, при условии наличия в кластере аппарата-лидера, оценки орбиты которого известны с высокой точностью. Функционирование системы основано на визировании в оптико-электронном приборе аппарата-лидера. Основные решаемые задачи: формирование комплекса измерителей (оптико-электронных приборов), разработка навигационной вектор-функции и соответствующей градиентной матрицы, определение условий функционирования системы, при которых точность формируемых навигационных определений достигает уровня точности визируемого аппарата-лидера.

Основные методы исследования — метод наименьших квадратов и имитационное моделирование. В процессе создания имитационной модели функционирования системы автономной навигации решаются следующие вопросы: во-первых, обеспечивается решение навигационной задачи с итерационной обработкой результатов измерений по методу наименьших квадратов и формированием множества показателей точности навигационных определений; во-вторых, разрабатываются оригинальные алгоритмы, определяющие метод навигации, к которым прежде всего относится формирование векторов измеренных и расчетных значений навигационных параметров и соответствующей градиентной матрицы.

С применением разработанной имитационной модели исследованы два вида кластеров низкоорбитальных космических аппаратов, для каждого из которых сформировано множество условий, обеспечивающих апостериорную точность сформированного навигационного поля на уровне погрешностей оценок орбиты аппарата-лидера. Приведенные результаты показали высокие точностные характеристики рассматриваемой системы навигации, а следовательно, и возможность ее применения в бортовых комплексах управления малыми космическими аппаратами в составе кластера.

Ключевые слова: малый космический аппарат, автономная навигация, межспутниковые измерения, оптико-электронный прибор, звездный датчик.

Контакты для связи: Данилова Тамара Валентиновна (vka@mil.ru).

Для цитирования: Данилова Т. В., Архипова М. А., Маслова М. А. Система автономной навигации для малых космических аппаратов в составе кластера // Труды ИПА РАН. 2021. Вып. 58. С. 24–29.

<https://doi.org/10.32876/AplAstron.58.24-29>

Autonomous Navigation System for Small Spacecrafts within a Cluster

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

Mozhaisky Military Space Academy, Saint Petersburg, Russia

Abstract

The purpose of this study is to develop an astronomical autonomous navigation system for small spacecrafts while a part of an orbital constellation called a cluster. The necessary condition is the presence of a spacecraft-leader in the cluster, whose orbit estimates are known with high accuracy. The functioning of the system is based on sighting of the spacecraft-leader in the optical-electronic device. The main tasks to be solved are the formation of measurers (optical-electronic device) composition, the development of the navigation vector function and the corresponding gradient matrix, the determination of the conditions for the functioning of the system, under which the accuracy of the generated navigation definitions reaches the level of accuracy of the sighted spacecraft-leader.

The main research methods are the least square method and simulation modeling. In the process of creating a simulation model of the autonomous navigation system functioning traditional issues are solved that provide a solution of the navigation problem with iterative processing of measurement using the least square method and the formation of indicators for the navigation definitions accuracy. Also the original algorithms are developed that determine the method of navigation, which primarily include the formation of vectors of measured and calculated values of navigation parameters and the corresponding gradient matrix.

Using the developed simulation model, two types of low-orbit spacecrafts clusters were investigated, for each a set of conditions was formed that provide a posteriori accuracy of the formed navigation field at the level of estimates errors of

the spacecraft-leader orbit. The presented results have shown high accuracy characteristics of the considered navigation system, and consequently, the possibility of its use in onboard management systems of small spacecrafts within a cluster.

Keywords: small spacecraft, autonomous navigation, intersatellite measurements, optical-electronic device, star sensor.

Contacts: Tamara V. Danilova (vka@mil.ru).

For citation: Danilova T. V., Arkhipova M. A., Maslova M. A. Autonomous navigation system for small spacecrafts within a cluster // Transactions of IAA RAS. 2021. Vol. 58. P. 24–29.

<https://doi.org/10.32876/AplAstron.58.24-29>

Введение

В настоящее время системы и комплексы малых космических аппаратов (МКА), называемые кластерами, находятся в стадии активного развития (Фатеев, 2010; Фатеев, 2018; Alvarez, 2016; Radhakrishnan, 2016). Для выполнения целей и задач полета любого космического аппарата (КА) необходимо навигационное обеспечение, формирование которого средствами наземных управляющих комплексов для систем МКА затруднительно вследствие их значительного количественного состава. Следовательно, формирование необходимых навигационных определений должно осуществляться автономно: либо с использованием средств ГНСС, либо путем создания системы автономной навигации (САН).

Описание системы

Предлагается САН, основанная на межспутниковых измерениях относительно КА-лидера (КА-0), входящего в кластер, оценки орбиты которого полагаются известными с высокой точностью: погрешности по вектору положения не превосходят 5 м, по вектору скорости — 5 мм/с. САН помещается на борту навигируемого КА (КА-1) и осуществляет решение классической навигационной задачи на основе бортовых измерений, формируя поправки к априори известным оценкам параметров орбиты. Априорные оценки орбиты КА-1 могут быть довольно грубыми, их погрешности могут колебаться от единиц — десятков метров до нескольких километров. Минимальный состав измерителей, необходимых для функционирования САН, — один оптико-электронный прибор (ОЭП), помещенный в карданов подвес и осуществляющий: визирование КА-лидера, измерение характеристик наблюдаемого звездного поля, а также распознавание звезд и формирование параметров ориентации осей прибора в геоцентрической экваториальной инерциальной системе координат.

В роли навигационных параметров выступают углы между направлениями «КА-1 — КА-0» и «КА-1 — звезда», при этом звезда наблюдается в поле зрения визирующего ОЭП (ОЭП-0). Эти углы — углы первого рода — рассчитываются в приборной системе координат (ПСК) как углы между векторами направляющих косинусов звезд и ортом оптической оси прибора (Данилова, 2020; Кузнецов, 2015).

В расчет могут приниматься от одной до N_1 звезд, т. е. при использовании углов первого рода размерность навигационной вектор-функции $N = N_1$. После проведения измерений известны направляющие косинусы наблюдаемых звезд в ПСК, обозначенные $\mathbf{p}_i (p_{i1}, p_{i2}, p_{i3})$, а после распознавания — орты звезд в геоцентрической экваториальной инерциальной системе координат, равные $\mathbf{a}_i (a_{i1}, a_{i2}, a_{i3})$, i — номер звезды, $i = 1, \dots, N_1$.

Пусть $\mathbf{r}_0 (r_{01}, r_{02}, r_{03})$, $\mathbf{v}_0 (v_{01}, v_{02}, v_{03})$ и $\mathbf{r}_1 (r_{11}, r_{12}, r_{13})$, $\mathbf{v}_1 (v_{11}, v_{12}, v_{13})$ — расчетные значения векторов положения и скорости КА-0 и КА-1 на момент проведения навигационного сеанса, тогда измеренное значение угла $u_{i,изм} = \arccos(p_{i3})$, рас-

четное $u_i = \arccos\left(\frac{\mathbf{r}_0 - \mathbf{r}_1}{\rho} \cdot \mathbf{a}_i\right)$, где $\rho = \|\mathbf{r}_0 - \mathbf{r}_1\|$. Элементы текущей градиентной матрицы определяются следующим образом:

$$\frac{\partial u_i}{\partial r_{1s}} = \frac{1}{\sin u_i} \cdot \left(\frac{a_{is}}{\rho} - \frac{\cos u_i \cdot (r_{0s} - r_{1s})}{\rho^2} \right), \quad \frac{\partial u_i}{\partial v_{1s}} = 0, \quad s = 1, 2, 3.$$

Измерения проводятся на мерном интервале, который, как правило, составляет виток навигируемого аппарата КА-1, результаты измерений обрабатываются с применением метода наименьших квадратов. Система при этом наблюдаема, т. е. навигационная задача решается положительно.

При наличии дополнительных ОЭП, жестко закрепленных на корпусе КА либо помещенных в карданов подвес и визирующих навигационные звезды, вектор навигационных параметров может быть расширен. В него добавляются углы второго рода — это также углы между направлениями «КА-1 — КА-0» и «КА-1 — звезда». Однако в качестве направления на КА-лидер принимается вектор ориентации оптической оси визирующего ОЭП-0, а звезды наблюдаются в поле зрения дополнительных ОЭП. Пусть ζ — орт оптической оси визирующего ОЭП-0, \mathbf{b}_{kj} — направляющие косинусы распознанных звезд в дополнительном ОЭП- k , где j — номер звезды, $j = 1, \dots, N_{2,k}$, $N_{2,k}$ — число учитываемых звезд в ОЭП- k , $k = 1, \dots, K$, K —

количество дополнительных ОЭП, задействованных в решении навигационной задачи. Тогда углы второго рода $\varphi_{kj} = \arccos(\zeta \cdot \mathbf{b}_{kj})$. Частные производные для градиентной матрицы формируются аналогично таковым для углов первого рода. При этом на точность навигационных оценок влияют как количество принимаемых во внимание углов второго рода, так и направления оптических осей дополнительных ОЭП относительно плоскости орбиты навигируемого КА.

С учетом углов первого и второго рода суммарная размерность навигационной вектор-функции $N = N_1 + N_{2,1} + \dots + N_{2,K}$.

В итоге точность формируемых навигационных определений определяется следующими факторами:

- точность оценок орбиты КА-лидера;
- приборные погрешности измерений;
- число навигационных сеансов;
- состав вектора навигационных параметров;
- положения оптических осей дополнительных ОЭП относительно плоскости орбиты КА1.

Результаты моделирования

Предлагаются результаты вычислительных экспериментов для КА-лидера и навигируемого КА, параметры орбит которых (a — большая полуось, e — эксцентриситет, i — наклонение, Ω — аргумент восходящего узла, ω — аргумент перигея, θ — истинная аномалия) представлены в табл. 1. Во всех экспериментах погрешности параметров орбиты КА-лидера составляют приблизительно 0.5 м по положению и 0.45 мм/с по вектору скорости.

В качестве показателей точности решения навигационной задачи анализировались апостериорные отклонения орбиты КА-1 по векторам положения \mathbf{R} и скорости \mathbf{V} в определяемой (начальной) точке мерного интервала ($\Delta\mathbf{R}_0, \Delta\mathbf{V}_0$), а также средние ($\Delta\mathbf{R}, \Delta\mathbf{V}$) и максимальные ($\Delta\mathbf{R}_{\max}, \Delta\mathbf{V}_{\max}$)

на мерном интервале отклонения. Мерный интервал составляет виток навигируемого КА.

Эксперимент 1

Цель первого эксперимента — выявление рационального состава вектора навигационных параметров для пары КА № 1 из табл. 1 при большом числе измерений (200 или 400) на мерном интервале. Априорные данные об оценках параметров орбиты навигируемого КА довольно грубые — 500 м по положению и 300 мм/с по вектору скорости. Случайные приборные погрешности измерений координат звезд в ОЭП $\sigma_{\text{ОЭП}} = 0.1''$.

Таблица 1

Параметры орбит							
№ пары КА	КА	a , км	e	i , °	Ω , °	ω , °	θ , °
1	КА-0	8800	0.2	56	5	2	30
	КА-1	8800	0.2	56	0	20	40
2	КА-0	6782	0.03	82	7	10	32
	КА-1	6780	0.01	85	5	10	30

Углы крепления дополнительных ОЭП таковы, что оптическая ось ОЭП-1 (с углами крепления 90° и 0°) направлена в полюс орбиты, что способствует уточнению параметров плоскости орбиты, а оптическая ось ОЭП-2 (с углами 0° и 120°) — в плоскости орбиты. Отклонения оптических осей от заданных направлений в течение мерного интервала имеют место при колебании корпуса КА относительно текущей орбитальной системы координат, в модели заложены изменения углов тангажа, рыскания и крена по синусоидальному закону с небольшой амплитудой (первые единицы градусов).

Расчеты повторялись многократно (более 60 раз), при этом варьировались число навигационных сеансов и состав вектора навигационных параметров.

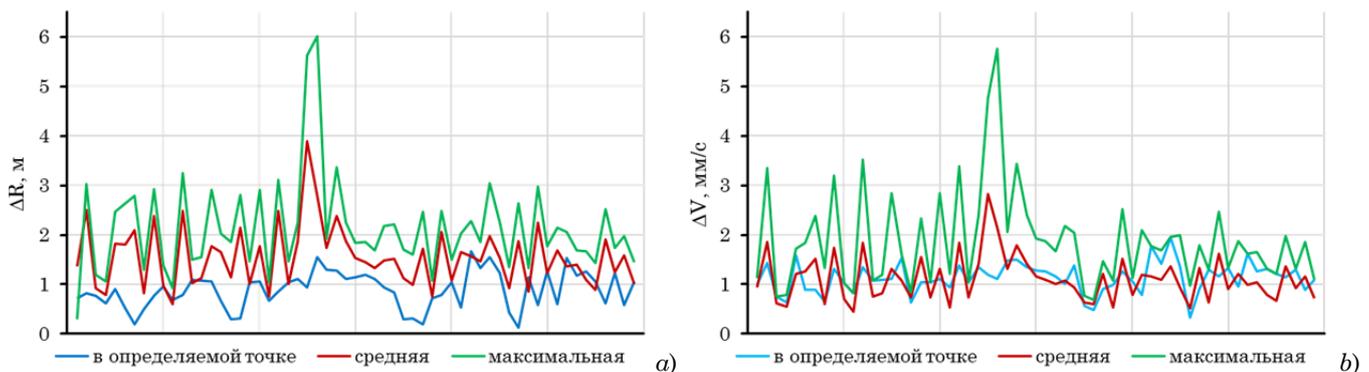


Рис. 1. Влияние состава вектора навигационных параметров на показатели точности

Таблица 2

Рациональный состав вектора навигационных параметров

Номер измерения	Количество углов		Количество измерений	Углы крепления λ и ρ , °		Расхождение орбит в начальной точке		Средняя погрешность		Максимальная погрешность	
	I рода	II рода		ОЭП-1	ОЭП-2	ΔR_0 (м)	ΔV_0 (мм/с)	ΔR (м)	ΔV (мм/с)	ΔR_{\max} (м)	ΔV_{\max} (мм/с)
1	5	–	200	90; 0	0; 120	0.4947	0.6487	0.8250	0.6020	1.2999	1.3292
2	10	–	400	90; 0	0; 120	0.2889	0.6323	1.1494	0.7281	1.8605	0.8337
3	14	1; –	400	90; 0	0; 120	0.2911	0.5712	1.1249	0.6320	1.7065	0.7661
4	5	5; 5	400	90; 0	0; 120	0.4362	0.3242	0.9279	0.5117	1.3495	0.9733

Как видно из представленных на рис. 1 графиков, во всех повторях максимальные отклонения не превосходят 6 м. Наилучшие результаты представлены в табл. 2, из которой видно, что при проведении 200 измерений наилучший результат наблюдается при пяти углах первого рода, а в случае 400 измерений и при десяти углах первого рода наблюдается снижение погрешности вектора положения в определяемой точке практически в 2 раза. Добавление одного дополнительного ОЭП, оптическая ось которого направлена в полюс орбиты, приводит к снижению средних и максимальных отклонений.

Эксперимент 2

Цель второго эксперимента — исследование влияния значений углов крепления дополнительных ОЭП на точность навигационных определе-

ний. Расчеты проводились для пары орбит КА № 1 (табл. 1). Вектор навигационных параметров состоял из пяти углов первого рода и десяти углов второго рода, из которых пять углов измерялись относительно звезд, наблюдаемых в ОЭП-1, и оставшиеся пять — относительно звезд в ОЭП-2. Погрешности априорных данных о параметрах орбиты навигируемого КА составляли 500 м по вектору положения и 300 мм/с по вектору скорости.

Варьировались углы крепления ОЭП-1 и ОЭП-2, а также количество измерений на витке, $\sigma_{\text{ОЭП}} = 0.1''$.

Результаты представлены на рис. 2. В табл. 3 отражены наиболее рациональные варианты с наилучшими показателями точности. Из таблицы видно, что лидируют варианты, когда оптическая ось одного из ОЭП близка к полюсу орбиты.

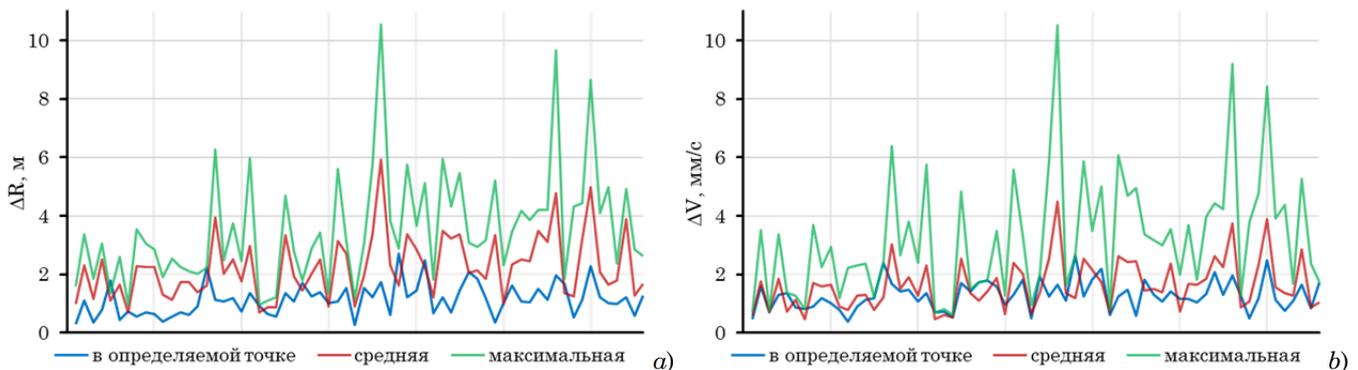


Рис. 2. Влияние углов крепления дополнительных ОЭП на показатели точности

Таблица 3

Рациональные значения углов крепления

Номер измерения	Количество углов		Количество измерений	Углы крепления λ и ρ , °		Расхождение орбит в начальной точке		Средняя погрешность		Максимальная погрешность	
	I рода	II рода		ОЭП-1	ОЭП-2	ΔR_0 , м	ΔV_0 , мм/с	ΔR , м	ΔV , мм/с	ΔR_{\max} , м	ΔV_{\max} , мм/с
1	5	5; 5	400	90; 0	45; 45	0.7301	0.8176	0.7079	0.4764	0.9569	0.8176
2	5	5; 5	400	90; 0	45; 120	1.8001	1.3637	1.1028	0.7376	1.3574	1.3637
3	5	5; 5	100	90; 0	90; 120	0.6624	0.6222	1.2228	0.7052	1.8216	0.7928
4	5	5; 5	400	120; 45	45; 120	0.9280	0.7123	0.7034	0.4627	0.9443	0.7127
5	5	5; 5	400	120; 90	45; 120	0.6488	0.7366	0.8613	0.6129	1.1041	0.8205

Эксперимент 3

Цель третьего эксперимента — определение рационального состава вектора навигационных параметров при различных составах измерителей (1, 2 или 3 ОЭП). Эксперимент проводился для пары КА № 2 из табл. 1 при малом числе измерений (50 или 100), $\sigma_{\text{ОЭП}} = 0.1''$. Погрешности априорных данных о параметрах орбиты навигируемого КА — 100 м по положению и 85 мм/с по вектору скорости.

На рис. 3 представлены зависимости показателей точности навигационных определений от состава вектора навигационных параметров,

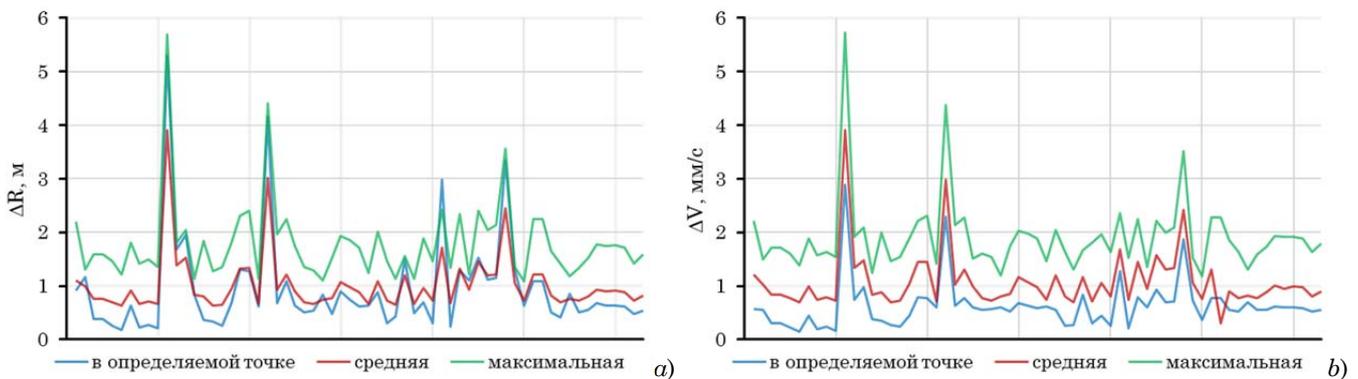


Рис. 3. Влияние состава вектора навигационных параметров на показатели точности при малом числе измерений

Таблица 4

Рациональный состав вектора навигационных параметров

Номер измерения	Количество углов		Количество измерений	Углы крепления λ и ρ , °		Расхождение орбит в начальной точке		Средняя погрешность		Максимальная погрешность	
	I рода	II рода		ОЭП-1	ОЭП-2	ΔR_0 , м	ΔV_0 , мм/с	ΔR , м	ΔV , мм/с	ΔR_{max} , м	ΔV_{max} , мм/с
	1	5		—	50	90; 0	0; 0	0.68	0.64	0.93	1.02
2	10	3; —	50	90; 0	0; 0	0.41	0.53	0.69	0.77	1.41	1.64
3	5	5; 1	50	90; 0	0; 0	0.5	0.55	0.7	0.77	1.35	1.6
4	10	—	100	90; 0	0; 0	0.34	0.28	0.64	0.7	1.28	1.46
5	10	1; —	100	90; 0	0; 0	0.25	0.24	0.65	0.72	1.35	1.54
6	12	2; 1	100	90; 0	0; 0	0.64	0.37	0.72	0.76	1.08	1.18

Эксперимент 4

В четвертом эксперименте моделировалось решение навигационной задачи для тех же пар орбит и погрешностей априорных данных о параметрах орбиты навигируемого КА, что и в экспериментах 1 и 2. Использовались измерения в трех ОЭП. Углы крепления дополнительных ОЭП составили 90° и 0° для ОЭП-1 и 0° и 120° для ОЭП-2. Проводилось 400 измерений на мерном интервале. Состав навигационной вектор-функции: пять углов первого рода и десять углов второго рода, из них пять углов измерялись относительно звезд, наблюдаемых в ОЭП-1, и оставшиеся пять — относительно звезд в ОЭП-2.

табл. 4 содержит наилучшие результаты эксперимента.

Из табл. 4 видно, что при 50 сеансах и одном ОЭП, визирующем КА-лидера, наилучшие показатели точности получены при пяти углах первого рода. При 50 сеансах и двух ОЭП, когда оптическая ось дополнительного ОЭП направлена в полюс орбиты, наилучший вариант получен при десяти углах первого рода и трех углах второго рода. При 50 сеансах и трех ОЭП, где ОЭП-0 визирует КА-0, оптическая ось ОЭП-1 направлена в полюс орбиты, а ОЭП-2 — в плоскость орбиты, наилучший результат — при 12 углах первого рода, двух углах от ОЭП-1 и одному углу от ОЭП-2.

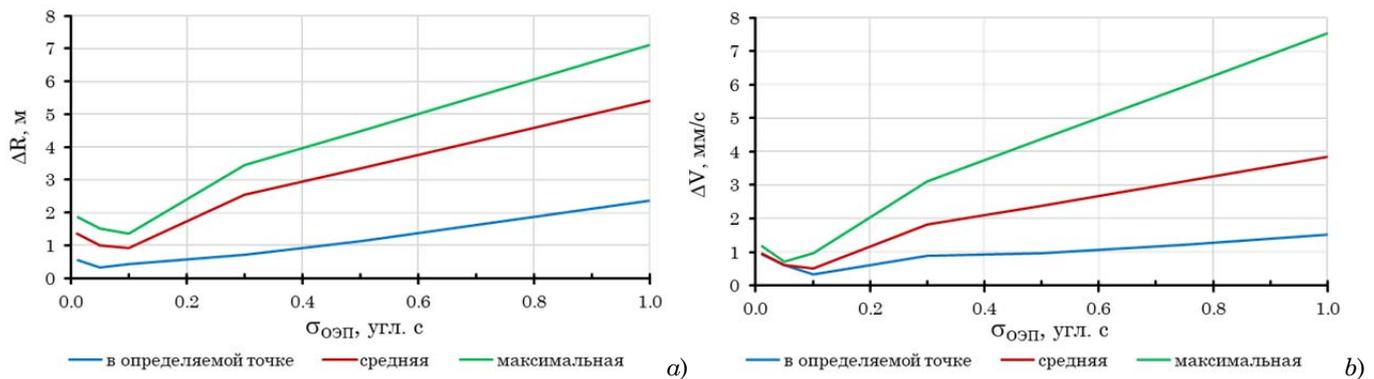


Рис. 4. Влияние случайных приборных погрешностей измерений на показатели точности

навигационных определений при снижении погрешностей измерений в ОЭП менее $0.1''$; при $\sigma_{\text{ОЭП}} = 0.005''$ точность оценок вектора положения составила первые единицы сантиметров.

Заключение

На основании приведенных результатов моделирования можно сделать следующие выводы:

- использование в решении навигационной задачи измерительных данных с дополнительных ОЭП приводит к повышению точности навигационных определений;

- при случайных погрешностях измерений в ОЭП в $0.1''$ существуют рациональные составы навигационной функции, которые обеспечивают уровень показателей точности, близкий к погрешностям оценок орбиты КА-лидера.

Рассматриваемая система автономной навигации, основанная на астроизмерениях, характеризуется повышенным уровнем автономности, устойчивости и помехозащищенности.

Результаты моделирования демонстрируют высокие точностные характеристики системы, возможность ее применения в бортовых комплексах управления малых космических аппаратов в

составе кластера при наличии КА-лидера, орбита которого известна.

Литература

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.

Кузнецов В. И., Данилова Т. В. Теория и практика навигационного обеспечения применения ВС РФ. Часть 2. Автономная астрономическая навигация и ориентация космических аппаратов: монография. СПб.: ВКА имени А. Ф. Можайского, 2015. 233 с.

Фатеев В. Ф. Малые космические аппараты информационного обеспечения: монография. М.: Радиотехника, 2010. 320 с.

Фатеев В. Ф., Галькевич А. И. Новая парадигма развития космических информационных систем // Цифровая экономика, 2018. № 2 (2). С. 5–22.

Alvarez J., Walls B. Constellations, clusters, and communication technology: Expanding small satellite access to space. 2016 IEEE Aerospace Conference. 2016 [Электронный ресурс]. URL: <https://ieeexplore.ieee.org/document/7500896> (дата обращения: 05.10.2021).

Radhakrishnan R., Edmonson W., Afghah F. Survey of Inter-satellite Communication for Small Satellite Systems: Physical Layer to Network Layer View. 2016 [Электронный ресурс]. URL: <https://www.researchgate.net/publication/308694343> (дата обращения: 05.10.2021).