

**ТОЧНОСТЬ ОЦЕНИВАНИЯ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ ЦЕНТРА МАСС
ОРБИТАЛЬНОГО ОБЪЕКТА ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ИЗМЕРЕНИЯ УГЛОВ
„ЗВЕЗДА–КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ“****А. Д. Голяков, А. А. Сасункевич***Военно-космическая академия им. А.Ф. Можайского, Санкт-Петербург, Россия,**vka@mil.ru*

Аннотация. С использованием математического моделирования исследована точность оценивания параметров движения центра масс находящегося в окрестности установленной точки стояния геостационарной орбиты некооперируемого космического аппарата (КА). Моделирование выполнено на основе измерений углового положения этого орбитального объекта относительно звезд, осуществляемых с помощью бортовых оптико-электронных приборов (ОЭП) сервисного космического робота. Оценка параметров движения центра масс некооперируемого КА получена с применением рекуррентного метода наименьших квадратов при обработке измерений углов „звезда–КА“, выполняемых ОЭП космического робота. Установлено, что задача определения параметров движения КА может быть решена с погрешностями менее $\pm 0,6$ м по координатам и $\pm 0,2$ мм/с — по составляющим вектора скорости. Для достижения указанных характеристик бортовой комплекс управления космического робота должен содержать ОЭП, среднеквадратическое отклонение погрешностей измерений углов „звезда–КА“ которого не превышает $1''$.

Ключевые слова: сервисный космический робот, геостационарный некооперируемый космический аппарат, точность оценивания, параметры движения, оптико-электронный прибор

Ссылка для цитирования: Голяков А. Д., Сасункевич А. А. Точность оценивания параметров движения центра масс орбитального объекта по результатам измерения углов „звезда–космический аппарат“ // Изв. вузов. Приборостроение. 2024. Т. 67, № 12. С. 1019–1029. DOI: 10.17586/0021-3454-2024-67-12-1019-1029.

**ACCURACY OF ESTIMATING AN ORBITING OBJECT CENTER OF MASS MOTION PARAMETERS
ON THE BASE OF STAR-SPACECRAFT ANGLE MEASURING RESULTS****A. D. Golyakov, A. A. Sasunkevich***A. F. Mozhaisky Military Space Academy, St. Petersburg, Russia**vka@mil.ru*

Abstract. Using mathematical modeling, the accuracy of estimating motion parameters of the center of mass of a non-operated spacecraft located in the vicinity of established standing point of the geostationary orbit, is investigated. The simulation is performed on the basis of measurements of the orbital object angular position relative to the stars, carried out with the use of on-board optoelectronic devices of a service space robot. The estimation of the motion parameters of the non-operated spacecraft center of mass is obtained using the recurrent least squares method when processing measurements of the star-spacecraft angles performed by the space robot optoelectronic devices. It is established that the problem of determining the parameters of spacecraft motion can be solved with errors of less than ± 0.6 m in coordinates and ± 0.2 mm/s in the velocity vector components. To achieve these characteristics, the on-board control system of the space robot must contain optoelectronic equipment that provides a standard error of measuring the star-spacecraft angles, not exceeding $1''$.

Keywords: service space robot, geostationary non-operated spacecraft, estimation accuracy, motion parameters, optoelectronic device

For citation: Golyakov A. D., Sasunkevich A. A. Accuracy of estimating an orbiting object center of mass motion parameters on the base of star-spacecraft angle measuring results // Journal of Instrument Engineering. 2024. Vol. 67, N 12. P. 1019–1029 (in Russian). DOI: 10.17586/0021-3454-2024-67-12-1019-1029.

Введение. В настоящее время одной из актуальных задач в области космической робототехники является теоретическое обоснование облика системы управления и принципов построения бортовой аппаратуры космических роботов (КР), выполняющих сервисное обслу-

живание с целью обеспечения заданных сроков эксплуатации дорогостоящих орбитальных объектов — космических аппаратов (КА) [1–5]. Особую значимость имеют исследования, которые посвящены разработке способов сближения и стыковки КР с КА, функционирующими на геостационарной орбите [6–8].

На геостационарной орбите в настоящее время находится около 400 спутников различного целевого назначения, т. е. около 20 % всех работоспособных околоземных орбитальных объектов, причем на некоторых орбитальных позициях (точках стояния) одновременно находятся несколько КА, предназначенных для выполнения заданных функций. Положение КА в географической системе отсчета характеризуется долготой λ_0 , при этом отклонение КА по долготе (размер орбитальной позиции) составляет от $\pm 0,1$ до $\pm 0,05^\circ$.

Особенность геостационарной орбиты заключается, в частности, в невозможности наблюдения около половины орбитальных позиций наземными средствами, находящимися на территории нашей страны. Одним из способов парирования такого недостатка является размещение на борту сервисного КР автономной системы навигации [9, 10].

Процесс подготовки КР к функционированию значительно усложняется, если бортовые системы геостационарного КА, в том числе системы ориентации и управления орбитальным движением, находятся в неработоспособном состоянии [11]. Для выполнения сближения и последующей стыковки с неработоспособным (некооперируемым) КА с помощью бортовых средств КР необходимо предварительно уточнить параметры движения КА при условии, что опорные (расчетные, априорные) элементы его орбиты известны с некоторой погрешностью.

В состав бортовой аппаратуры КР, обеспечивающей решение задачи уточнения параметров, входят оптико-электронный прибор (ОЭП), оптическая ось которого направлена на КА, и бортовой вычислитель. Установленный на борту КР ОЭП обладает способностью измерять углы между своей оптической осью и линиями визирования звезд требуемой яркости, которые находятся в поле его зрения.

Важнейшей характеристикой бортовой системы КР, содержащей ОЭП и вычислитель, является точность оценивания параметров движения центра масс некооперируемого КА при воздействии ряда факторов, большинство которых носит стохастический характер. Поэтому в качестве показателей точности выступают математические ожидания и среднеквадратические отклонения погрешностей оценивания параметров движения КА.

Целью настоящей статьи является математическое моделирование точности оценивания параметров движения центра масс некооперируемого КА, находящегося в окрестности установленной точки стояния геостационарной орбиты, на основе выполняемых ОЭП (входящим в состав бортовой аппаратуры КР) измерений углового положения данного орбитального объекта относительно звезд.

Постановка задачи и принятые допущения. Для достижения поставленной цели введем следующие ограничения: движение КА и КР происходит в центральном гравитационном поле Земли на круговых некомпланарных орбитах; параметры орбиты КР известны; радиус орбиты КА больше радиуса орбиты КР; погрешности результатов измерений, выполняемых бортовыми средствами КР, отсутствуют; влияние атмосферы, притяжение Луны и давление солнечного ветра на КА и КР не учитываются.

Рассмотрим движение сервисного КР и некооперируемого КА в центральном гравитационном поле Земли вблизи некоторой точки стояния (орбитальной позиции) геостационарной орбиты. Размер орбитальной позиции по долготе ($\pm \Delta\lambda$) составляет $\pm 0,05^\circ$, что соответствует примерно 37 км по длине дуги.

Будем полагать, параметры движения центра масс КР в абсолютной геоцентрической системе координат $OXYZ$ известны. Введем подвижную геоцентрическую систему координат $OX_0Y_0Z_0$, ось OZ_0 которой совпадает с осью OZ абсолютной геоцентрической системы координат $OXYZ$ (рис. 1). Ось OX_0 системы координат $OX_0Y_0Z_0$ совмещена с радиусом-вектором КР, а ось OY_0 дополняет систему координат до правой. Система координат $OX_0Y_0Z_0$ вращается вокруг оси OZ_0 с угловой скоростью суточного вращения Земли.

Сервисный КР находится на оси OX_0 подвижной геоцентрической системы координат $OX_0Y_0Z_0$ в точке O_1 на расстоянии 42 164 км от центра Земли. Введем прямоугольную подвижную систему координат O_1xyz , начало которой находится в точке O_1 . Ось O_1x совместим с осью OX_0 подвижной системы координат $OX_0Y_0Z_0$. Ось O_1y разместим в плоскости орбиты КР перпендикулярно оси O_1x . Направление оси O_1y зададим таким образом, чтобы оно совпадало с вектором скорости КР. Ось O_1z совместим с нормалью к плоскости орбиты КР (рис. 1).

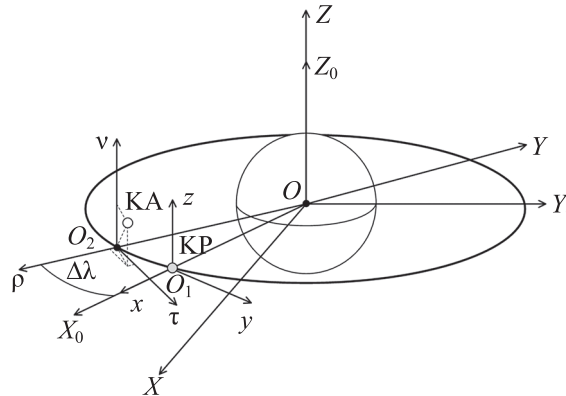


Рис. 1

Предположим, что характеристики истинного движения КА отличаются от параметров опорного (невозмущенного) движения, которые известны и находятся в памяти бортового вычислителя КР. Вектор параметров отклонения истинного движения КА относительно опорного $\Delta Q(t)$ представим в виде [12, 13]:

$$\Delta Q(t) = Q(t) - Q_0(t), \quad (1)$$

где $Q(t)$ и $Q_0(t)$ — векторы параметров истинного и опорного движения некооперируемого КА соответственно, t — текущее время.

Предположим, что опорное положение некооперируемого КА на геостационарной орбите соответствует точке O_2 , которая находится в центре заданной орбитальной позиции. Радиус-вектор КР в геоцентрической системе координат смещен по долоте на угол $\Delta\lambda$ относительно радиуса-вектора опорного положения некооперируемого КА (рис. 1).

Вектор (1) зададим в подвижной орбитальной прямоугольной системе координат O_2rtv , начало которой расположено в точке O_2 . Радиальная ось O_2r находится в плоскости геостационарной орбиты и является продолжением радиуса-вектора опорного положения некооперируемого КА. Трансверсальная ось O_2t лежит в плоскости геостационарной орбиты и перпендикулярна оси O_2r . Нормальная ось O_2v совпадает с нормалью плоскости геостационарной орбиты и дополняет систему координат O_2rtv до правой тройки векторов.

Для определения вектора (1) воспользуемся результатами измерений углов „звезда–КА“, выполняемых ОЭП, который установлен на КР. Оптическая ось ОЭП направлена на КА. Угловое поле зрения и чувствительность ОЭП выбираются таким образом, чтобы в момент измерений с высокой вероятностью в нем находилось не менее двух звезд.

Предположим, во-первых, что случайные погрешности результатов угловых измерений имеют аддитивный характер и распределены по нормальному закону, во-вторых — погрешности системы ориентации ОЭП, обеспечивающей совмещение его оптической оси с линией визирования КА, равны нулю.

Требуется на основании математической модели угловых измерений „звезда–КА“, выполняемых ОЭП сервисного КР, и выбранного алгоритма обработки их результатов исследовать точность оценивания параметров движения центра масс орбитального объекта.

Математическая модель измерений углов „звезда–КА“. Исследования, проведенные в работах [13, 14], показали, что определить параметры движения центра масс КА по бортовым

изменениям углов „звезда–КА“ возможно, когда, во-первых, количество звезд в поле зрения ОЭП не менее двух и, во-вторых, орт линии визирования одной из звезд не лежит в плоскости орбиты КР.

Вектор измерений углов „звезда–КА“ представим в виде

$$\Theta(t) = \begin{bmatrix} \Theta_1(t) \\ \Theta_2(t) \end{bmatrix}, \quad (2)$$

где $\Theta(t)$ — угол между направлением на i -ю звезду ($i = 1, 2$) и оптической осью бортового ОЭП сервисного КР в момент измерения t .

Компоненты вектора (2) функционально связаны с параметрами движения некооперируемого КА. Эту зависимость в момент измерения i -го угла „звезда–КА“ можно записать следующим образом:

$$\Theta_i(t) = \arccos\left(\frac{\mathbf{e}_i(t)\mathbf{R}(t)}{|\mathbf{R}(t)|}\right), \quad i = 1, 2, \quad (3)$$

где $\mathbf{e}_i(t)$ — орт i -й звезды в подвижной орбитальной системе координат O_1xyz , начало которой расположено в центре масс КР; $\mathbf{R}(t)$ — радиус-вектор КА в момент измерения t ; $\mathbf{R}(t)$ — модуль радиуса-вектора $\mathbf{R}(t)$.

В соответствии с принятыми допущениями результаты измерений $\tilde{\Theta}(t)$ вектора (2) сопровождаются случайными аддитивными погрешностями, т. е.

$$\tilde{\Theta}(t) = \Theta(t) + \xi, \quad (4)$$

где ξ — двумерный вектор погрешностей результатов измерений углов „звезда–КА“: $\xi = [\xi_1, \xi_2]^T$.

Плотность распределения случайного вектора ξ имеет вид

$$f(\chi) = \frac{1}{2\pi\sqrt{|\mathbf{K}|}} \exp\left\{-\frac{1}{2}(\chi - \mu)^T \mathbf{K}^{-1}(\chi - \mu)\right\}, \quad (5)$$

где χ — двумерный аргумент функции плотности распределения погрешностей результатов измерений углов „звезда–КА“: $\chi = [\chi_1, \chi_2]^T$; μ — вектор математических ожиданий: $\mu = [\mu_1, \mu_2]^T$; $\mathbf{K}$ — ковариационная матрица погрешностей результатов измерений углов; $|\mathbf{K}|$ — определитель ковариационной матрицы $\mathbf{K}$.

Компоненты вектора μ характеризуют систематические составляющие погрешностей измерений, которые остаются постоянными или закономерно изменяются при повторных измерениях углов $\Theta_i(t)$. Составляющие погрешностей обусловлены погрешностью юстировки ОЭП, погрешностью установки ОЭП на корпус КР, а также погрешностью, связанной с изменением геометрических параметров конструкции оптического блока при возмущающих воздействиях в условиях эксплуатации ОЭП.

Обнаружение систематических погрешностей и оценивание их значений с целью последующего исключения из результатов измерений выполняется путем введения поправок в результат измерения. Один из методов проведения калибровки угломерных оптических приборов космических аппаратов во время полета, основанный на измерениях угловых координат известных звезд, рассмотрен в работе [15].

Ковариационная матрица $\mathbf{K}$ характеризует случайные составляющие погрешностей результатов измерений углов „звезда–КА“, которые в течение всего измерительного сеанса случайным образом изменяются как по величине, так и по знаку. Значения этих составляющих погрешностей зависят от ряда факторов, к которым относятся неравномерность чувствительности фотоприемника, перемещения звезды за время накопления заряда на поверхности фотоприемника, флуктуационный шум сигнала звезды и т. п.

Для снижения уровня случайных погрешностей результатов измерений углов „звезда–КА“ используются процедуры, представленные в работах [16, 17].

Поскольку корреляционными связями между погрешностями измерений углов $\Theta_i(t)$ бортового ОЭП можно пренебречь, ковариационная матрица $\mathbf{K}$ принимает диагональный вид:

$$\mathbf{K} = \begin{bmatrix} \sigma_1^2 & 0 \\ 0 & \sigma_2^2 \end{bmatrix}, \quad (6)$$

где σ_i^2 — дисперсия погрешностей ($i = 1, 2$) результатов измерений угла $\Theta_i(t)$.

Эффективным способом борьбы со случайными составляющими погрешностей результатов измерений углов „звезда–КА“ является применение статистических методов [13, 18].

Алгоритм обработки результатов измерений. Использование алгоритмов статистической отработки измерений позволяет существенно снизить роль случайных составляющих погрешностей. В основу алгоритма обработки измерений углов „звезда–КА“, выполняемых ОЭП сервисного КР, положим статический метод [14, 19], который позволяет оценить параметры движения центра масс некооперируемого КА в начальный момент времени t_0 .

Для практической реализации этого метода разложим выражение (3) в ряд Тейлора и ограничимся линейными членами. В результате получим

$$\Theta(t) = \Theta_0(t) + \mathbf{W}(t, t_0)\Delta\mathbf{Q}(t_0), \quad (7)$$

где $\Theta_0(t)$ — опорный вектор углов „звезда–КА“, т. е. вектор, компонентами которого являются два угла между линией визирования КА и направлениями на две звезды при условии, что движение КА происходит по опорной орбите; $\mathbf{W}(t, t_0)$ — матрица размерности 2×6 , компонентами которой являются частные производные от измеряемых в момент времени t параметров по определяемым в момент времени t_0 параметрам движения КА; $\Delta\mathbf{Q}(t_0)$ — вектор параметров отклонения истинного движения КА относительно опорного в момент времени t_0 .

Матрицу $\mathbf{W}(t, t_0)$ можно представить в виде произведения

$$\mathbf{W}(t, t_0) = \mathbf{A}(t)\mathbf{B}(t, t_0), \quad (8)$$

где $\mathbf{A}(t)$ — градиентная матрица размерности 2×6 , т. е. матрица частных производных от вектора измеряемых параметров по вектору параметров движения КА в момент времени t ; $\mathbf{B}(t, t_0)$ — матрица баллистических производных размерности 6×6 , элементами которой являются частные производные от вектора параметров движения КА в момент времени t по искомым компонентам этого вектора в начальный момент времени t_0 .

Матрица баллистических производных $\mathbf{B}(t, t_0)$, входящая в соотношение (8), находится численно. В монографии [20] эта матрица получена в аналитическом виде при условии движения КА в центральном гравитационном поле по круговой орбите. Введение этих допущений в настоящей статье вполне оправданно в связи с тем, что движение некооперируемого КА происходит вблизи геостационарной орбиты, которая является круговой и находится на значительном удалении от центра притяжения Земли.

Для обработки результатов измерений углов $\Theta_i(t)$ с целью нахождения оценки $\hat{\Delta\mathbf{Q}}(t_0)$ вектора $\Delta\mathbf{Q}(t_0)$ воспользуемся итерационным взвешенным методом наименьших квадратов, который обладает рядом достоинств [14]. При этом будем полагать, что продолжительность T_0 сеанса измерений двух углов „звезда–КА“ не изменяется.

Искомый вектор $\hat{\Delta\mathbf{Q}}_j(t_0)$ при j -й итерации ($j = \overline{1, N}$, где N — число итераций) определяется из соотношения [13, 14]:

$$\hat{\Delta\mathbf{Q}}_j(t_0) = [\mathbf{W}^T(t, t_0)\mathbf{K}^{-1}\mathbf{W}(t, t_0)]^{-1}\mathbf{W}^T(t, t_0)\mathbf{K}^{-1}\Delta\tilde{\Theta}_j(t_0). \quad (9)$$

Итерационный процесс формирования оценок $\hat{\Delta\mathbf{Q}}_j(t_0)$ содержит переходный и установившийся этапы. Продолжительность переходного этапа зависит от ряда факторов и имеет случайный характер.

Представим вектор (9) в виде двух векторов в подвижной орбитальной прямоугольной системе координат O_2ptv , т. е.

$$\Delta \hat{\mathbf{Q}}_j(t_0) = \begin{bmatrix} \hat{\mathbf{r}}_j(t_0) \\ \hat{\mathbf{r}}_j(t_0) \end{bmatrix}, \quad (10)$$

где $\hat{\mathbf{r}}_j(t_0)$ — вектор оценок радиуса КА при j -й итерации: $\hat{\mathbf{r}}_j(t_0) = [\hat{\rho}_j(t_0)\hat{\tau}_j(t_0)\hat{v}_j(t_0)]^T$; $\hat{\mathbf{r}}_j(t_0)$ — вектор оценок скорости КА при j -й итерации: $\hat{\mathbf{r}}_j(t_0) = [\hat{\rho}_j(t_0)\hat{\tau}_j(t_0)\hat{v}_j(t_0)]^T$.

Переходный этап итерационного процесса завершается в момент окончания k -й итерации, при достижении условия

$$[|\hat{\mathbf{r}}_k(t_0)| < |\hat{\mathbf{r}}_{k-1}(t_0)|] \cap [|\hat{\mathbf{r}}_k(t_0)| < |\hat{\mathbf{r}}_{k-1}(t_0)|], \quad (11)$$

где $\hat{\mathbf{r}}_k(t_0)$, $\hat{\mathbf{r}}_k(t_0)$, $\hat{\mathbf{r}}_{k-1}(t_0)$ и $\hat{\mathbf{r}}_{k-1}(t_0)$ — векторы оценок радиуса-вектора и вектора скорости КА при k -й и $(k-1)$ -й итерации соответственно.

Численные результаты исследований. Точность оценивания параметров движения центра масс КА по результатам измерений ОЭП, установленного на борту КР, исследуем при следующих исходных данных:

- сервисный КР смещен по долготе относительно опорного положения некооперируемого КА на угол $0,05^\circ$;
- угол поля зрения ОЭП равен 10° ;
- среднеквадратическое отклонение (СКО) погрешности результатов измерений углов ОЭП находится в диапазоне $1-150''$;
- для уточнения параметров движения КА в течение мерного интервала 100 раз измеряются два угла „звезда–КА“;
- число итераций алгоритма обработки результатов измерений ОЭП сервисного КР равно 60;
- погрешности координат и составляющих вектора скорости некооперируемого КА не превышают ± 10 км и ± 10 м/с соответственно.

При указанных исходных данных переходный этап итерационного процесса уточнения параметров движения центра масс КА завершается в соответствии с критерием (10) после $j = 9$.

С целью исследования влияния значения СКО погрешности результатов измерений углов ОЭП на точность оценки параметров движения КА рассмотрим установившейся этап итерационного процесса.

Зависимости погрешностей (a — погрешность координаты, b — погрешность составляющих скорости) уточнения параметров движения КА от номера итерации j при условии, что СКО погрешностей результатов измерений углов ОЭП равны 1, 10 и $30''$, приведены на рис. 2, 3 и 4 соответственно.

Анализ показателей точности оценивания координат КА, представленных на рис. 2, $a-4$, a , и составляющих вектора его скорости, которые изображены на рис. 2, $b-4$, b , показывает, что выбранный алгоритм обработки результатов измерений на установившемся этапе характеризуется стабильностью работы в течение заданного числа итераций.

Наименьшие значения погрешностей оценок параметров движения центра масс КА не превышают $\pm 0,6$ м по координатам (рис. 2, a) и $\pm 0,2$ мм/с по составляющим вектора скорости (рис. 2, b) при использовании ОЭП, СКО погрешностей измерений углов „звезда–КА“ которого равно $1''$. С ростом СКО снижается точность решения задачи определения параметров движения центра масс.

Для определения разброса показателей точности навигации КА на установившемся этапе итерационного процесса найдем оценки СКО координат и составляющих вектора его скорости. На рис. 5 приведены гистограммы, которые характеризуют точность итерационного алгоритма обработки угловых измерений в диапазоне СКО погрешностей бортового ОЭП от 30 до $150''$.

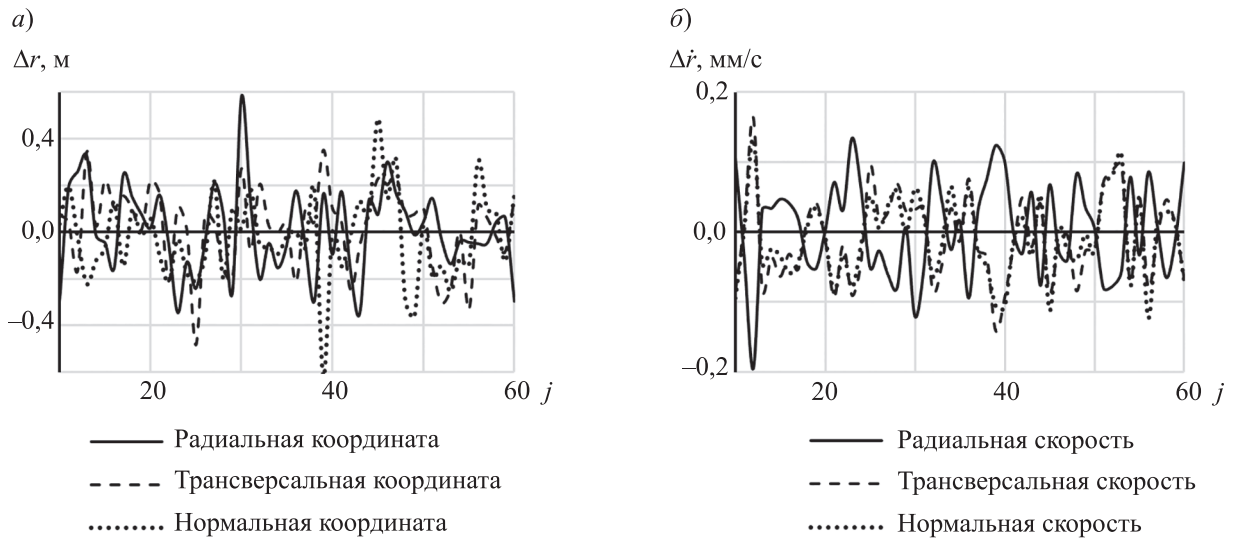


Рис. 2

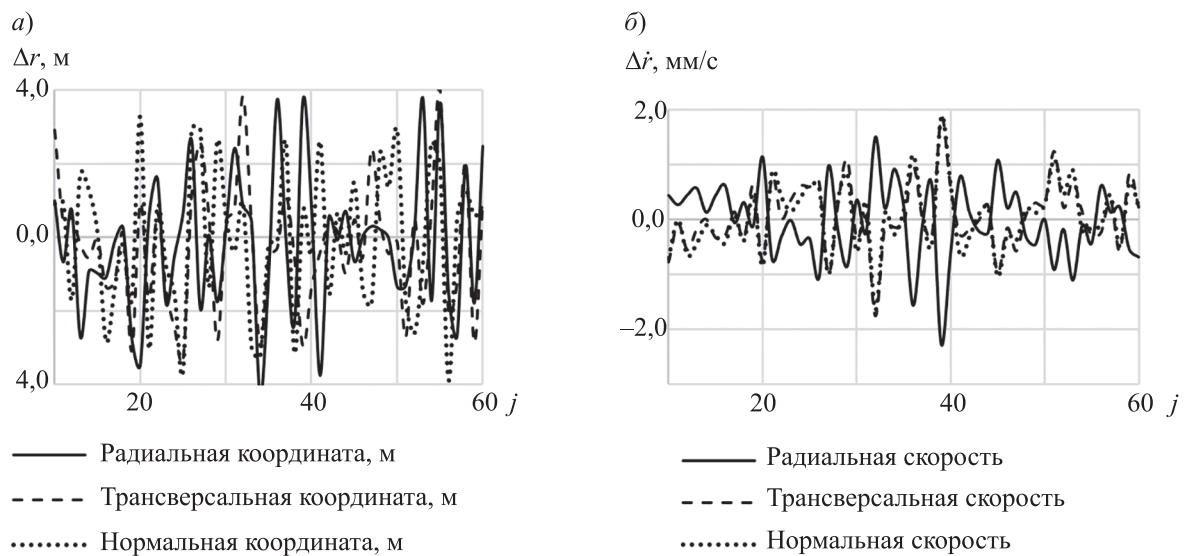


Рис. 3

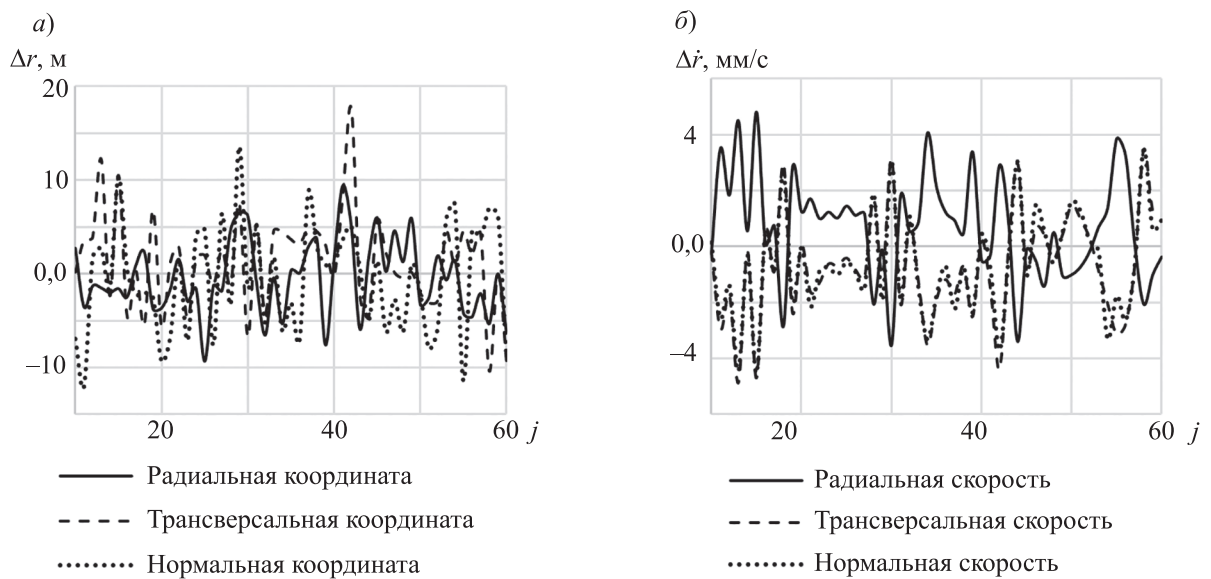


Рис. 4

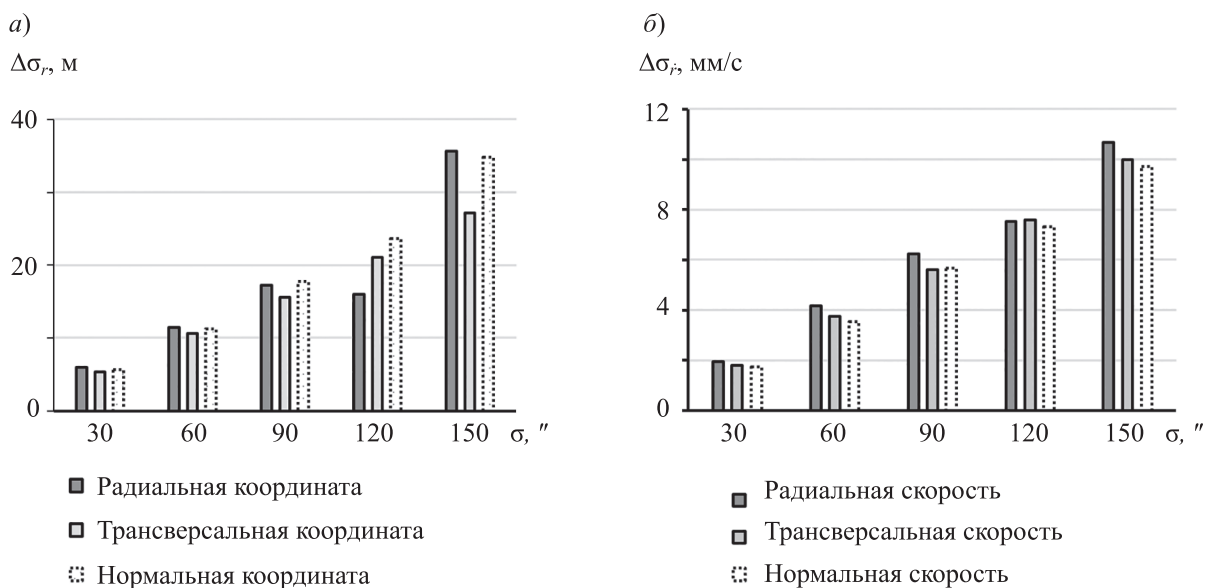


Рис. 5

Анализ представленных гистограмм свидетельствует о росте погрешностей оценок всех параметров движения центра масс некооперируемого КА по закону, который близок к линейному. При СКО погрешностей ОЭП сервисного КР $\sigma = 150''$ оценки СКО погрешностей определения координат достигают 27,1–35,7 м, а СКО погрешностей определения составляющих скорости — 9,7–10,1 мм/с. При этом наибольшие значения СКО погрешностей наблюдаются при определении радиальной координаты и составляющей вектора скорости некооперируемого КА.

Предположим, что погрешности координат и составляющих вектора скорости некооперируемого КА равны ± 1 км и ± 1 м/с соответственно. Тогда зависимости погрешностей оценок параметров движения центра масс КА от номера итерации на установившемся этапе итерационного процесса принимают вид, представленный на рис. 6.

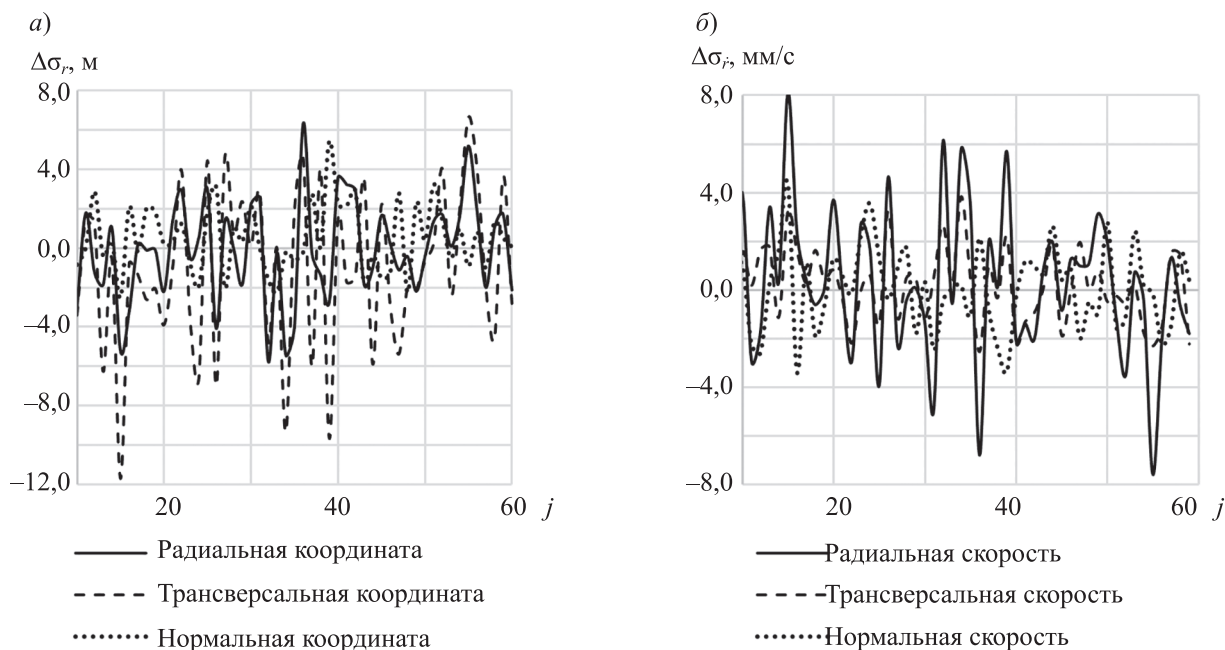


Рис. 6

Сравнительный анализ результатов исследований, представленных на рис. 4 и 6, показывает, что с повышением точности априорной информации, т. е. с уменьшением истинных

значений погрешностей координат и составляющих вектора скорости КА на начальный момент измерений углов „звезда–КА“, точность работы бортовой системы КР, обеспечивающей определение параметров движения некооперируемого КА, увеличивается. Погрешности по координатам и составляющим вектора скорости КА не превосходят 12,0 м и 0,8 мм/с соответственно. Наибольшие погрешности имеют трансверсальная координата и радиальная составляющая скорости некооперируемого КА.

Заключение. В статье представлены результаты исследования точности оценивания параметров движения центра масс некооперируемого КА, находящегося в окрестности установленной точки стояния геостационарной орбиты. В качестве измеряемых параметров выбраны углы между линиями визирования двух звезд и оптической осью ОЭП, который входит в состав бортовой аппаратуры КР. Для обработки результатов измерений выбран рекуррентный метод наименьших квадратов.

В результате математического моделирования установлено, что задача определения параметров движения орбитального объекта может быть решена с погрешностями менее $\pm 0,6$ м по координатам и $\pm 0,2$ мм/с — по составляющим вектора скорости. Для достижения указанных характеристик бортовой комплекс управления сервисного КР должен содержать ОЭП, СКО погрешностей измерений углов „звезда–КА“ которого не превышает 1".

Представленные в статье результаты исследования могут быть использованы при обосновании состава КР, предназначенного для решения сервисных задач на геостационарной орбите, и требований к его функциональным характеристикам.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Градовцев А. А., Кондратьев А. С., Лопота А. В. Средства робототехнического обеспечения функций перспективной космической инфраструктуры // Научно-технические ведомости СПбГПУ. 2013. № 1. С. 111–118.
2. Даляев И. В., Кузнецова Е. М., Шардыко И. В. Перспектива создания роботизированных сервисных спутников для технического обслуживания и продления сроков активного существования космических аппаратов // Робототехника и техническая кибернетика. 2015. № 3. С. 27–31.
3. Силантьев С. И., Фоминов В. И., Королев С. Ю. Роботы на орбите // Воздушно-космическая сфера. 2016. № 2(87). С. 118–123.
4. Белоножко П. П. Космическая робототехника для монтажа и сервиса: потенциальные задачи, концепции перспективных систем // Воздушно-космическая сфера. 2019. № 2(99). С. 85–95.
5. Сасункевич А. А. Оценивание параметров ориентации орбитального объекта по результатам наблюдения космическим роботом с использованием алгоритмов технического зрения // Изв. вузов. Приборостроение. 2023. Т. 66, № 4. С. 297–305.
6. Сомов Е. И., Бутырин С. А., Сомов С. Е. Дополнительное выведение и сближение космического робота для обслуживания геостационарного спутника // Изв. Самарского научного центра РАН. 2021. Т. 23, № 2. С. 75–83.
7. Сомов Е. И., Бутырин С. А., Сомов С. Е., Сомова Т. Е. Динамика причаливания и стыковки космического робота-манипулятора с геостационарным спутником // Изв. Самарского научного центра РАН. 2022. Т. 24, № 4. С. 155–160.
8. Бутырин С. А., Сомов Е. И., Сомов С. Е., Сомова Т. Е. Управление роботом-манипулятором при смене топливных баков двигательной установки геостационарного спутника // Изв. Самарского научного центра РАН. 2022. Т. 24, № 4. С. 96–104.
9. Конин В. В., Шишков Ф. А. Автономная навигация космических сервисных аппаратов на геостационарной орбите по сигналам ГНСС // Изв. вузов. Радиоэлектроника. 2016. № 12(654). С. 43–49.
10. Кружков Д. М., Ким Р. В. Модификация алгоритмов функционирования бортовой интегрированной навигационной системы автономного космического аппарата // Труды МАИ. 2013. № 68.
11. Калабин П. В., Сасункевич А. А., Фоминов И. В. Анализ влияния ошибок формирования начальных относительных параметров движения сервисного космического робота на траекторию пассивного периодического облета некооперируемого космического аппарата // Труды ВКА им. А.Ф. Можайского. 2019. № 666. С. 208–217.
12. Эльясберг П. Е. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. М.: Наука, 1965. 540 с.
13. Анишаков Г. П., Голяков А. Д., Петрищев В. Ф., Фурсов В. А. Автономная навигация космических аппаратов. Самара: ГНП РКЦ „ЦСКБ-Прогресс“, 2011. 486 с.

14. Голяков А. Д., Ананенко В. М., Фоминов В. И. Системы навигации космических аппаратов. СПб: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2017. 269 с.
15. Федосеев В. И., Карелин А. Ю., Короткова Е. Л. Калибровка угломерных оптических приборов космических аппаратов по звездам // Оптический журнал. 1995. № 9. С. 26–31.
16. Федосеев В. И., Колосов М. П. Оптико-электронные приборы ориентации и навигации космических аппаратов. М.: Логос, 2007. 248 с.
17. Бессонов Р. В. и др. Звездные датчики ориентации в астроинерциальных системах летательных аппаратов // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2018. Т. 15, № 6. С. 9–20.
18. Эльясберг П. Е. Определение движения по результатам измерений. М.: Наука, 1976. 416 с.
19. Михайлов Н. В. Автономная навигация космических аппаратов при помощи спутниковых радионавигационных систем. СПб: Политехника, 2014. 362 с.
20. Порфирьев Л. Ф., Смирнов В. В., Кузнецов В. И. Аналитические оценки точности автономных методов определения орбит. М.: Машиностроение, 1987. 279 с.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

- Алексей Дмитриевич Голяков** — д-р техн. наук, профессор; ВКА им. А.Ф. Можайского, кафедра автономных систем управления; профессор; E-mail: algol1949@mail.ru
- Александр Анатольевич Сасункевич** — канд. техн. наук; ВКА им. А.Ф. Можайского, кафедра автономных систем управления; докторант; E-mail: saa-soso@rambler.ru

Поступила в редакцию 28.06.24; одобрена после рецензирования 05.07.24; принята к публикации 22.10.24.

REFERENCES

1. Gradovtsev A.A., Kondratyev A.S., Lopota A.V. *St. Petersburg State Polytechnical University Journal. Computer Science. Telecommunications and Control Systems*, 2013, no. 1, pp. 111–118. (in Russ.)
2. Dalyaev I.Yu., Kuznetsova E.M., Shardyko I.V. *Robotics and Technical Cybernetics*, 2015, no. 3, pp. 27–31. (in Russ.)
3. Silantiev S.I., Fominov V.I., Korolev S.Yu. *Vozdushno-kosmicheskaya sfera*, 2016, no. 2(87), pp. 118–123. (in Russ.)
4. Belonozhko P.P. *Vozdushno-kosmicheskaya sfera*, 2019, no. 2(99), pp. 85–95. (in Russ.)
5. Sasunkevich A.A. *Journal of Instrument Engineering*, 2023, no. 4(66), pp. 297–305, DOI: 10.17586/0021-3454-2023-66-4-297-305. (in Russ.)
6. Somov E.I., Butyrin S.A., Somov S.E. *Izvestia of Samara Scientific Center of the Russian Academy of Sciences*, 2021, no. 2(23), pp. 75–83. (in Russ.)
7. Somov E.I., Butyrin S.A., Somov S.E., Somova T.E. *Izvestia of Samara Scientific Center of the Russian Academy of Sciences*, 2022, no. 4(24), pp. 155–160. (in Russ.)
8. Butyrin S.A., Somov E.I., Somov S.E., Somova T.E. *Izvestia of Samara Scientific Center of the Russian Academy of Sciences*, 2022, no. 4(24), pp. 96–104. (in Russ.)
9. Konin V., Shyshkov F. *Radioelectronics and Communications Systems*, 2016, no. 12(59), pp. 562–566.
10. Kruzhkov D.M., Kim R.V. *Trudy MAI*, 2013, no. 68.
11. Kalabin P.V., Sasunkevich A.A., Fominov I.V. *Proceedings of the Mozhaisky Military Space Academy*, 2019, no. 666, pp. 208–217. (in Russ.)
12. Elyasberg P.E. *Vvedeniye v teoriyu poleta iskusstvennogo sputnika Zemli* (Introduction to the Theory of Flight of an Artificial Satellite of the Earth), Moscow, 1965, 540 p. (in Russ.)
13. Anshakov G.P., Golyakov A.D., Petrishchev V.F., Fursov V.A. *Avtonomnaya navigatsiya kosmicheskikh apparatov* (Autonomous Navigation of Spacecraft), Samara, 2011, 486 p. (in Russ.)
14. Golyakov A.D., Ananenko V.M., Fominov V.I. *Sistemy navigatsii kosmicheskikh apparatov* (Spacecraft Navigation Systems), St. Petersburg, 2017, 269 p. (in Russ.)
15. Fedoseev V.I., Karelin A.Yu., Korotkova E.L. *Opticheskii Zhurnal*, 1995, no. 9, pp. 26–31. (in Russ.)
16. Fedoseev V.I., Kolosov M.P. *Optiko-elektronnyye pribory oriyentatsii i navigatsii kosmicheskikh apparatov* (Optical-Electronic Devices for Orientation and Navigation of Spacecraft), Moscow, 2007, 248 p. (in Russ.)
17. Bessonov R.V., Belinskaya E.V., Brysin N.N., Voronkov S.V., Kurkina A.N., Forsh A.A. *Sovremennyye problemy distantsionnogo zondirovaniya Zemli iz kosmosa*, 2018, no. 6(15), pp. 9–20. (in Russ.)
18. Elyasberg P.E. *Opredeleeniye dvizheniya po rezul'tatam izmereniy* (Determination of Motion Based on Measurement Results), Moscow, 1976, 416 p. (in Russ.)
19. Mikhailov N.V. *Avtonomnaya navigatsiya kosmicheskikh apparatov pri pomoshchi sputnikovyykh radionavigatsionnykh sistem* (Autonomous Navigation of Spacecraft Using Satellite Radio Navigation Systems), St. Petersburg, 2014, 362 p. (in Russ.)
20. Porfiriyev L.F., Smirnov V.V., Kuznetsov V.I. *Analiticheskiye otsenki tochnosti avtonomnykh metodov opredeleniya orbit* (Analytical Assessments of the Accuracy of Autonomous Methods for Determining Orbits), Moscow, 1987, 279 p. (in Russ.)

DATA ON AUTHORS

Alexey D. Golyakov— Dr. Sci., Professor; A. F. Mozhaisky Military Space Academy, Department of Autonomous Control Systems; Professor; E-mail: algol1949@mail.ru**Aleksander A. Sasunkevich**— PhD; A. F. Mozhaisky Military Space Academy, Department of Autonomous Control Systems; Doctoral student; E-mail: saa-soso@rambler.ru

Received 28.06.24; approved after reviewing 05.07.24; accepted for publication 22.10.24.