

Научная статья
УДК 629.78.05

URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=182677>

ОЦЕНИВАНИЕ ПОГРЕШНОСТЕЙ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ НЕКООПЕРИРУЕМОГО ОРБИТАЛЬНОГО ОБЪЕКТА БОРТОВЫМИ СРЕДСТВАМИ СЕРВИСНОГО КОСМИЧЕСКОГО РОБОТА НА ГЕОСТАЦИОНАРНОЙ ОРБИТЕ

Владимир Михайлович Ананенко^{1✉}, Алексей Дмитриевич Голяков²,

Иван Вячеславович Фоминов³

^{1,2,3}Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского,

Санкт-Петербург, Россия

¹vka@mil.ru ✉

Аннотация. Исследована возможность оценивания параметров движения некооперируемого орбитального объекта на геостационарной орбите на основе его визирования бортовым оптико-электронным измерительным средством на фоне звездного неба и лазерным дальномером сервисного космического робота, находящегося в одной орбитальной позиции с некооперируемым орбитальным объектом.

Ключевые слова: некооперируемый орбитальный объект, сервисный космический робот, геостационарная орбита, бортовое оптико-электронное измерительное средство, лазерный дальномер

Для цитирования: Ананенко В.М., Голяков А.Д., Фоминов И.В. Оценивание погрешностей определения параметров движения некооперируемого орбитального объекта бортовыми сервисного космического робота на геостационарной орбите // Труды МАИ. 2024. № 138. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=182677>

Original article

ESTIMATION OF ERRORS OF DETERMINATION OF MOTION PARAMETERS OF NON CO-OPERATIVE ORBITAL OBJECT BY ON-BOARD MEANS OF A SERVICE SPACE ROBOT IN GEOSTATIONARY ORBIT

Vladimir M. Ananenko¹, **Alexey D. Golyakov²**, **Ivan V. Fominov³**

^{1,2,3}Military space Academy named after A.F. Mozhaisky,

Saint Petersburg, Russia

¹vka@mil.ru

Abstract. The article presents the results of the scientific-and-methodological approach to the possibility of solving the problem of motion parameters autonomous determining of a uncooperative orbital object located in an orbital position in the geostationary orbit. It is necessary for that end to perform measurements by an optoelectronic means and a laser rangefinder, installed on a single platform onboard the space robot. Components of the measured parameters vector are the two angles between the directions to two stars, located in the field of vision of the optoelectronic means and optical axis of the optoelectronic means in line with the object line of vision of the orbital object, and the range of the uncooperated

orbital object. The results of the two angles “star–orbital object” measuring and the range to the orbital object are followed by random uncorrelated errors, which are distributed according to the normal law with zero mathematical expectations and mean-square deviations. The iterative method of least squares with account for the weights of measurements is being applied for processing the measurements results of the optoelectronic device and laser range finder to search for estimation of navigation parameters of the orbital object at the navigation session starting instance.

The results of the study revealed that iterative process of the motion parameters refining of a uncooperative orbital object based on the results of onboard measurements of the optoelectronic device and laser rangefinder of the service space robot was being completed at the eighth iteration. Accuracy degradation of the priori information about motion parameters of a uncooperative orbital object leads to the increase in the number of iterations of the iterative process transition stage. The conducted studies demonstrate that at longitude shift of the position of the service space robot relative to the orbital object, the navigation accuracy of the uncooperative orbital object remains high enough, but inaccuracies in the motion parameters assessment of the uncooperative object motion increase in the direction of the normal to the geostationary orbit plane

Keywords: uncooperative orbital object, service space robot, geostationary orbit, onboard optical-electronic measuring device, laser range finder

For citation: Ananenko V.M., Golyakov A.D., Fominov I.V. Estimation of errors of determination of motion parameters of non cooperative orbital object by onboard means of a service space robot in geostationary orbit. *Trudy MAI*, 2024, no. 138. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=182677>

Введение

Анализ проблем, возникающих в околоземном космическом пространстве, свидетельствует о том, что с ростом интенсивности запусков космических аппаратов (КА) различного целевого назначения стремительно увеличивается количество орбитальных объектов (ОО), нуждающихся в проведении сервисного обслуживания. Задачами орбитального сервисного обслуживания являются восстановление работоспособного состояния бортовых систем управления ОО, дозаправка топливом реактивных двигательных установок, ремонт деградирующих с течением времени солнечных батарей и т.п.

Наибольшую актуальность решение этих задач приобретает при расположении ОО в орбитальной позиции (точки стояния) на геостационарной орбите (ГО). Орбитальные позиции на ГО установлены Международным комитетом по регистрации частот (IFRB – International Frequency Registration Board) в пределах $\pm 0,05^\circ$ по долготе и широте. В случае принадлежности ОО одной стране в одной орбитальной позиции разрешено располагать несколько спутников. При такой высокой плотности размещения ОО на ГО появление на ней неуправляемых геостационарных ОО порождает угрозу функционированию смежным космическим объектам.

В настоящее время, как в нашей стране, так и за рубежом проявляется повышенный интерес к исследованиям научных и технических проблем проведения обслуживания ОО с помощью сервисных космических роботов [1 – 9]. Для выполнения своих целевых функций в бортовой комплекс управления сервисного космического робота (КР) входит совокупность приборов и устройств с

информационным и программным обеспечением, предназначенных, во-первых, для угловой стабилизации КР и линии визирования ОО и, во-вторых, определения параметров истинной орбиты ОО с целью последующего с ним сближения и, при необходимости, стыковки.

Параметры орбиты ОО, определяемые средствами наземного комплекса управления или по сигналам глобальной навигационной спутниковой системы ГЛОНАСС [10 – 13], характеризуются, с одной стороны, высокой точностью решения навигационной задачи, а, с другой стороны, недостаточной автономностью [14, 15] и помехозащищенностью [16]. Кроме того, возникают дополнительные проблемы при сближении КР с некооперируемым ОО, под которым понимается такой ОО, который выведен из эксплуатации вследствие отказа или возникновения аварийной ситуации.

Целью настоящей статьи является оценивание погрешностей определения параметров движения некооперируемого ОО, расположенного в орбитальной позиции на геостационарной орбите, на основе статистической обработки результатов измерений бортовых измерительных средств сервисного КР.

Постановка задачи и принятые допущения

Предположим, что движение некооперируемого ОО и сервисного КР, предназначенного для его технического обслуживания, происходит в центральном гравитационном поле Земли. Такое допущение для достижения поставленной цели справедливо поскольку, во-первых, полет сервисного КР и ОО происходит на высотах, на которых влияние нецентральности гравитационного поля Земли, а также гравитационных потенциалов Солнца и Луны в течение времени решения

навигационной задачи пренебрежимо мало и, во-вторых, относительное расстояние между сервисным КР и ОО, расположенных в одной орбитальной позиции, ограниченной по долготе диапазоном $\pm\Delta\lambda_0 = \pm 0,05^\circ$, не превышает 37 км.

Движение некооперируемого ОО и сервисного КР рассмотрим в прямоугольной геоцентрической экваториальной системе координат XYZ [14] на интервале времени $[t_0, t_k]$, где t_0 и t_k – моменты времени начала и окончания сеанса навигационных измерений.

Будем полагать, что в момент времени $t \in [t_0, t_k]$ известны вектор $\mathcal{Q}_K(t)$ параметров движения сервисного КР

$$\mathcal{Q}_K(t) = \begin{bmatrix} \mathbf{R}_K(t) \\ \mathbf{V}_K(t) \end{bmatrix},$$

где $\mathbf{R}_K(t)$ – радиус-вектор КР;

$\mathbf{V}_K(t)$ – вектор скорости КР

и вектор $\mathcal{Q}_0(t)$ опорных (расчетных) параметров движения ОО

$$\mathcal{Q}_0(t) = \begin{bmatrix} \mathbf{R}_0(t) \\ \mathbf{V}_0(t) \end{bmatrix},$$

где $\mathbf{R}_0(t)$ – опорный радиус-вектор ОО;

$\mathbf{V}_0(t)$ – опорный вектор скорости ОО.

Радиус-вектор $\mathbf{R}_K(t)$ смещен относительно радиуса-вектора $\mathbf{R}_0(t)$ по долготе на угол $\Delta\lambda_K$. Радиус-вектор $\mathbf{R}_0(t)$ соответствует заданной IFRB орбитальной позиции ОО на ГО.

Вектор истинных параметров движения некооперируемого ОО $Q(t)$ связан с вектором $Q_0(t)$ выражением

$$Q(t) = Q_0(t) + q(t),$$

где $q(t)$ – вектор отклонений истинных параметров орбитального движения некооперируемого ОО в момент времени t относительно его опорных параметров.

Вектор $q(t)$ зададим в подвижной орбитальной системе координат $x_1y_1z_1$, начало которой (точка O_1) совпадает с центром масс КР. Ось O_1x_1 является продолжением радиуса-вектора КР (R_K), ось O_1y_1 лежит в плоскости орбиты КР и совпадает по направлению с вектором его скорости (V_K), ось O_1z_1 перпендикулярна плоскости орбиты КР и дополняет систему координат до правой (рисунок 1).

Запишем вектор $q(t)$ в виде

$$q(t) = \begin{bmatrix} r(t) \\ v(t) \end{bmatrix}, \quad (1)$$

где $r(t)$ и $v(t)$ – радиус-вектор и вектор скорости ОО в системе координат $x_1y_1z_1$:

$$r(t) = [x(t) \ y(t) \ z(t)]^T \text{ и } v(t) = [v_x(t) \ v_y(t) \ v_z(t)]^T;$$

$x(t), y(t), z(t)$ и $v_x(t), v_y(t), v_z(t)$ – координаты и составляющие вектора скорости ОО в системе координат $x_1y_1z_1$ в момент времени t .

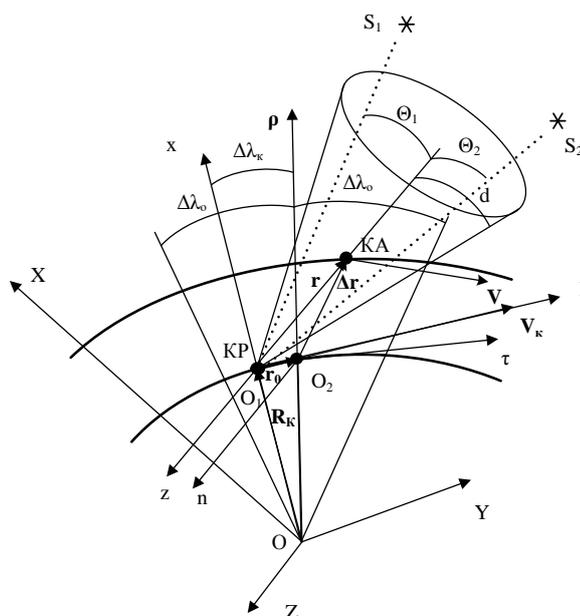


Рисунок 1 – Геоцентрическая экваториальная и подвижные орбитальные системы координат

Введем прямоугольную подвижную орбитальную систему координат $\rho\tau n$. Начало этой системы (точка O_2 на рисунке 1) совпадает заданной IFRB орбитальной позицией OO на ГО, т.е. с опорным (расчетным) положением OO . Радиальная ось $O_2\rho$ является продолжением радиуса-вектора OO в геоцентрической системе координат XYZ , трансверсальная ось $O_2\tau$ лежит в плоскости геостационарной орбиты, нормальная ось O_2n совпадает с нормалью плоскости геостационарной орбиты и дополняет систему координат до правой.

Радиус-вектор некооперируемого OO представим в виде двух векторов

$$\mathbf{r}(t) = \mathbf{r}_0 + \Delta\mathbf{r}(t),$$

где r_0 – опорный радиус-вектор ОО, который системе координат xuz не является

функцией времени: $r_0 = R_K \begin{bmatrix} \cos \Delta\lambda_K - 1 \\ \sin \Delta\lambda_K \\ 0 \end{bmatrix};$

R_K – радиус геостационарной орбиты: $R_K = 42\,164$ км;

$\Delta r(t)$ – вектор отклонений истинного радиуса ОО относительно опорного радиуса:

$$\Delta r(t) = M(\Delta\lambda_K) \cdot \Delta r'(t);$$

$M(\Delta\lambda_K)$ – матрица перехода от системы координат $\rho\tau n$ к системе координат xuz :

$$M(\Delta\lambda_K) = \begin{bmatrix} \cos \Delta\lambda_K & -\sin \Delta\lambda_K & 0 \\ \sin \Delta\lambda_K & \cos \Delta\lambda_K & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix};$$

$\Delta r'(t)$ – вектор отклонений истинного радиуса ОО относительно опорного радиуса

в системе координат $\rho\tau n$: $\Delta r'(t) = [\rho(t) \ \tau(t) \ n(t)]^T$.

Для определения вектора (1) воспользуемся результатами измерений, которые выполняются бортовыми средствами КР. Предположим, что в состав бортовой аппаратуры КР входят оптико-электронное средство (ОЭС) и лазерный дальномер (ЛД), которые установлены на единой платформе, обеспечивающей слежение за ОО в пределах поля зрения $2d$ оптической системы ОЭС.

Компонентами вектора измеряемых параметров являются два угла между направлениями на две звезды (S_1 и S_2), которые находятся в поле зрения ОЭС, и оптической осью ОЭС, совмещенной с линией визирования ОО, и дальность до некооперируемого ОО.

Вектор измеряемых параметров имеет вид

$$\mathbf{\Psi}(t) = [\Theta_1(t) \quad \Theta_2(t) \quad r(t)]^T,$$

где $\Theta_i(t)$ – угол между оптической осью ОЭС сервисного КР и линией визирования i -ой звезды ($i=1, 2$): $\Theta_i(t) = \arccos(\mathbf{e}_i(t) \cdot \mathbf{e}_r(t))$;

$$\mathbf{e}_i(t) \text{ – орт } i\text{-ой звезды: } \mathbf{e}_i(t) = [e_{ix}(t) \quad e_{iy}(t) \quad e_{iz}(t)]^T;$$

$e_{ix}(t), e_{iy}(t), e_{iz}(t)$ – проекции орта $\mathbf{e}_i(t)$ на оси системы координат xuz ;

$$\mathbf{e}_r(t) \text{ – орт вектора } \mathbf{r}(t): \mathbf{e}_r(t) = \frac{\mathbf{r}(t)}{|\mathbf{r}(t)|} = [e_x(t) \quad e_y(t) \quad e_z(t)]^T;$$

$e_x(t), e_y(t), e_z(t)$ – проекции орта $\mathbf{e}_r(t)$ на оси системы координат xuz ;

$r(t)$ – дальность до ОО, которая равна модулю радиуса-вектора некооперируемого ОО: $r(t) = |\mathbf{r}(t)|$.

Будем полагать, что результаты измерений двух углов «звезда-ОО» (Θ_1 и Θ_2) и дальности до ОО (r) сопровождаются случайными некоррелированными погрешностями, которые распределены по нормальному закону с нулевыми математическими ожиданиями и среднеквадратическими отклонениями (СКО) σ_Θ и σ_r соответственно.

Для обработки результатов измерений ОЭС и ЛД с целью поиска оценки $\hat{\mathbf{q}}(t)$ вектора (1) в момент t_0 начала навигационного сеанса воспользуемся итерационным методом наименьших квадратов (МНК) с учетом весов измерений [14, 15, 17]:

$$\hat{\mathbf{q}}^{(\xi)}(t_0) = (\mathbf{W}^T(t, t_0) \mathbf{K}^{-1} \mathbf{W}(t, t_0))^{-1} \mathbf{W}^T(t, t_0) \mathbf{K}^{-1} \Delta \tilde{\Psi}^{(\xi)}(t), \quad (2)$$

где ξ – номер итерации;

$$\mathbf{W}(t, t_0) \text{ – матрица перехода: } \mathbf{W}(t, t_0) = \mathbf{A}(t) \mathbf{B}'(t, t_0);$$

$\mathbf{A}(t)$ – градиентная матрица размером 3×3 ;

$\mathbf{V}'(t, t_0)$ – матрица баллистических производных размером 3×6 [18];

\mathbf{K} – диагональная матрица размером 3×3 , элементы главной диагонали которой обратно-пропорциональны дисперсиям погрешностей измерителей углов «звезда-ОО» (σ_θ^2) и дальности до ОО (σ_r^2);

$\Delta \tilde{\Psi}^{(\xi)}(t)$ – вектор невязок измерений углов «звезда-ОО» и дальности до ОО в момент времени t при ξ -ой итерации:

$$\Delta \tilde{\Psi}^{(\xi)}(t) = \tilde{\Psi}^{(\xi)}(t) - \Psi_0(t) = \left[\Delta \tilde{\Theta}_1^{(\xi)}(t) \quad \Delta \tilde{\Theta}_2^{(\xi)}(t) \quad \Delta \tilde{\rho}^{(\xi)}(t) \right]^T;$$

$\tilde{\Psi}^{(\xi)}(t)$ – вектор результатов измерений, содержащих случайные аддитивные нормально распределенные погрешности с известными дисперсиями:

$$\tilde{\Psi}^{(\xi)}(t) = \left[\tilde{\Theta}_1^{(\xi)}(t) \quad \tilde{\Theta}_2^{(\xi)}(t) \quad \tilde{r}^{(\xi)}(t) \right]^T;$$

$\Psi_0(t)$ – опорный вектор измеряемых в момент времени t параметров при условии, что ОО находится на опорной орбите: $\Psi_0(t) = \left[\Theta_{1_o}(t) \quad \Theta_{2_o}(t) \quad r_o(t) \right]^T$.

Элементами градиентной матрицы $\mathbf{A}(t)$ являются частные производные от составляющих вектора измеряемых параметров $\Psi(t)$ по составляющим радиуса-вектора ОО $r(t)$ в подвижной орбитальной системе координат xyz в момент времени t .

Градиентная матрица имеет вид:

$$\mathbf{A}(t) = \frac{1}{r(t)} \begin{bmatrix} \frac{1}{\sin \theta_1(t)} (e_{rx}(t) \cos \theta_1(t) - e_{1x}(t)) & \frac{1}{\sin \theta_2(t)} (e_{rx}(t) \cos \theta_2(t) - e_{2x}(t)) & r(t) e_{rx}(t) \\ \frac{1}{\sin \theta_1(t)} (e_{ry}(t) \cos \theta_1(t) - e_{1y}(t)) & \frac{1}{\sin \theta_2(t)} (e_{ry}(t) \cos \theta_2(t) - e_{2y}(t)) & r(t) e_{ry}(t) \\ \frac{1}{\sin \theta_1(t)} (e_{rz}(t) \cos \theta_1(t) - e_{1z}(t)) & \frac{1}{\sin \theta_2(t)} (e_{rz}(t) \cos \theta_2(t) - e_{2z}(t)) & r(t) e_{rz}(t) \end{bmatrix}.$$

При проведении исследований будем полагать, что в поле зрения ОЭС находятся две звезды с известными экваториальными координатами, т.е. значение угла $\Theta_i(t)$ удовлетворяет условию

$$\Theta_i(t) < d, \forall i, i = \overline{1,2}. \quad (4)$$

При нарушении условия (4) в некоторый случайный момент времени $t_c \in [t_0, t_k]$, т.е. в момент выхода звезды из углового поля зрения ОЭС, для решения задачи уточнения параметров движения ОО используется другая звезда, у которой, во-первых, экваториальные координаты распределены по равномерному закону и, во-вторых, угол ее визирования относительно оптической оси ОЭС соответствует условию (4). Количество операций смены звезд в течение навигационного сеанса не ограничено.

Итерационный процесс разделим на два этапа – переходный и установившийся. Переходный этап процесса заканчивается в момент завершения k -ой итерации при достижении условия

$$\left[\left| \hat{\mathbf{r}}^{(k)}(t_0) \right| < \left| \hat{\mathbf{r}}^{(k-1)}(t_0) \right| \right] \cap \left[\left| \hat{\mathbf{v}}^{(k)}(t_0) \right| < \left| \hat{\mathbf{v}}^{(k-1)}(t_0) \right| \right], \quad (5)$$

где $\hat{\mathbf{r}}^{(k)}(t_0)$, $\hat{\mathbf{v}}^{(k)}(t_0)$, $\hat{\mathbf{r}}^{(k-1)}(t_0)$ и $\hat{\mathbf{v}}^{(k-1)}(t_0)$ – векторы оценок радиуса-вектора и вектора скорости некооперируемого ОО при k -ой и $(k-1)$ -ой итерации соответственно.

Итерационный процесс завершается в момент $k+50$ -ой итерации.

Оценивание точности определения параметров движения

некооперируемого ОО

Оценим точность определения параметров движения некооперируемого ОО по результатам бортовых измерений ОЭС и ЛД сервисного КР. В качестве показателя точности выберем вектор погрешностей параметров движения некооперируемого ОО

$$\Delta \hat{\mathbf{q}}^{(\xi)}(t_0) = \hat{\mathbf{q}}^{(\xi)}(t_0) - \mathbf{q}(t_0), \quad (6)$$

где $\mathbf{q}(t_0)$ – вектор отклонений истинных параметров орбитального движения некооперируемого ОО в момент времени t_0 относительно его опорных параметров.

Определение вектора (6) выполним с учетом следующих начальных условий:

- опорное положение ОО соответствует середине установленной орбитальной позиции ГО, которая имеет размер $\pm \Delta \lambda_0 = \pm 0,1$ (рисунок 1);

- сервисный КР находится на ГО в орбитальной позиции ОО и смещен относительно ее середины по долготе на угол $\Delta \lambda_p = 0,05$ град.

Предположим, что составляющие вектора отклонений истинных параметров движения некооперируемого ОО относительно опорных в начальный момент времени имеют следующие значения: $\Delta \mathbf{r}'(t_0) = [1 \ -1 \ 1]^T$ км, $\Delta \dot{\mathbf{r}}'(t_0) = [1 \ -1 \ -1]^T$ м/с.

Введем характеристики процесса измерений:

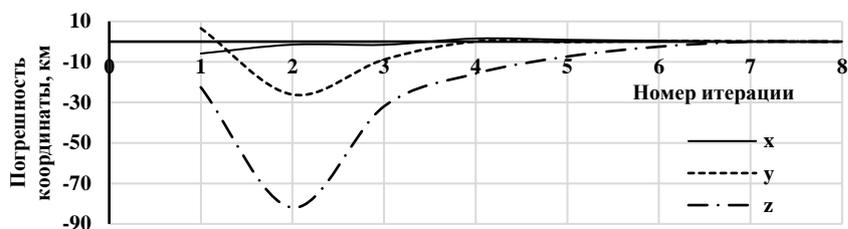
- навигационный режим, в течение которого с постоянной частотой измеряются два угла «звезда-ОО» и дальность до ОО, имеет продолжительность 24 ч;

- в течение навигационного режима выполняется 1000 сеансов измерений двух углов «звезда-ОО» и дальности до ОО;

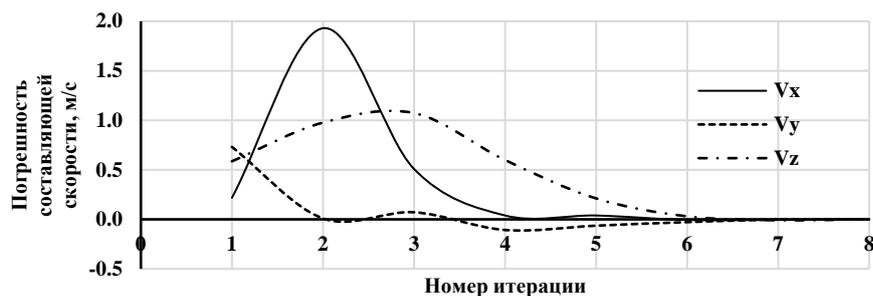
- угловое поле зрения ОЭС равно 10 град;

- СКО погрешностей результатов измерений ОЭС и ЛД равны $\sigma_{\theta} = 0,5'$ и $\sigma_{\rho} = 1$ м соответственно [19, 20].

Графики зависимостей элементов вектора (б) от номера итерации приведены на рисунке 2.



а)



б)

Рисунок 2 – Графики зависимостей погрешностей уточнения координат (а) и составляющих вектора скорости (б) некооперируемого ОО от номера итерации при $\Delta\lambda_p = 0,05^\circ$

Результаты исследований показали, что итерационный процесс уточнения параметров движения некооперируемого ОО по результатам бортовых измерений

ОЭС и ЛД сервисного КР с заданными характеристиками завершается на восьмой итерации.

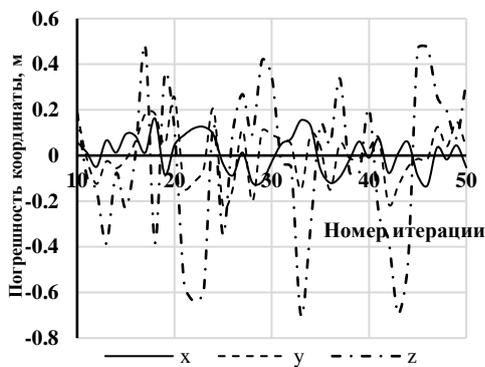
Снижение точности априорной информации о параметрах движения некооперируемого ОО приводит к росту количества итераций переходного этапа итерационного процесса. Например, десятикратный рост априорной погрешности приводит к тому, что количество итераций переходного этапа процесса уточнения параметров движения некооперируемого ОО достигает 15 (см. таблицу 1).

На рисунках 3 и 4 приведены графики установившегося итерационного процесса погрешностей уточнения координат и составляющих вектора скорости некооперируемого ОО при $\Delta\lambda_p = 0,04^\circ$ и $\Delta\lambda_p = 0,01^\circ$.

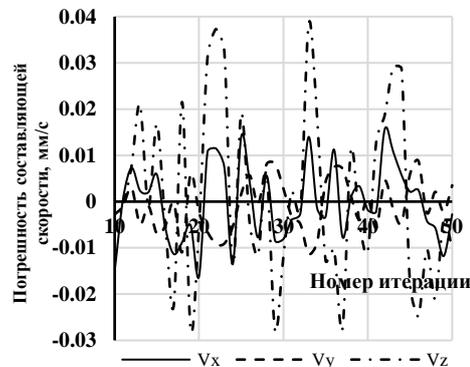
Таблица 1 – Зависимость компонент вектора (б) от номера итерации

Номер итерации	Погрешность уточнения					
	координаты			составляющей вектора скорости		
	$x(t_0)$, км	$y(t_0)$, км	$z(t_0)$, км	$V_x(t_0)$, м/с	$V_y(t_0)$, м/с	$V_z(t_0)$, м/с
1	-157,991	103,040	-130,676	7,36585	14,7761	11,3392
2	-243,978	-1307,954	-1326,639	99,6547	11,1398	-137,520
3	554,376	1179,28	-620,118	-79,6873	-34,6321	-6,72992
4	-30,3157	-166,3955	-327,1715	12,7406	1,26422	-1,57880
5	-68,1362	-299,7750	68,4354	17,4037	3,62598	10,8197

6	-14,4072	-100,8678	-194,1391	6,21052	0,62398	-1,35841
7	-16,7141	-81,7835	6,85207	4,88950	0,85257	3,85618
8	0,42373	-24,4726	37,5092	1,64387	-0,12015	2,92157
9	0,63381	-17,5452	13,5204	1,17436	-0,10887	2,08483
10	1,23391	-8,98627	8,69622	0,61353	-0,11823	1,17249
11	0,86238	-4,46178	3,89357	0,30641	-0,07581	0,60774
12	0,33277	-1,69459	1,29999	0,11624	-0,02914	0,22222
13	0,01201	0,04662	-0,11590	-0,00309	-0,00064	-0,00634
14	-0,00007	-0,00014	-0,00024	0,00001	0,000001	0,00002
15	-0,00006	0,00008	0,00013	-0,00001	0,000001	-0,00002



а)



б)

Рисунок 3 – Графики установившегося итерационного процесса уточнения погрешностей координат (а) и составляющих вектора скорости (б)

некооперируемого ОО при $\Delta\lambda_p = 0,04^\circ$

Проведенные исследования показывают, что при смещении по долготе положения сервисного КР относительно ОО, сохраняется достаточно высокая точность навигации некооперируемого ОО. При этом погрешности по координатам и составляющим скорости некооперируемого ОО в плоскости ГО достигают $\Delta\hat{x}(t_0) = \pm 0,1$ м, $\Delta\hat{y}(t_0) = \pm 0,2$ м и $\Delta\hat{x}(t_0) = \pm 0,2$ мм/с, $\Delta\hat{y}(t_0) = \pm 0,1$ мм/с.

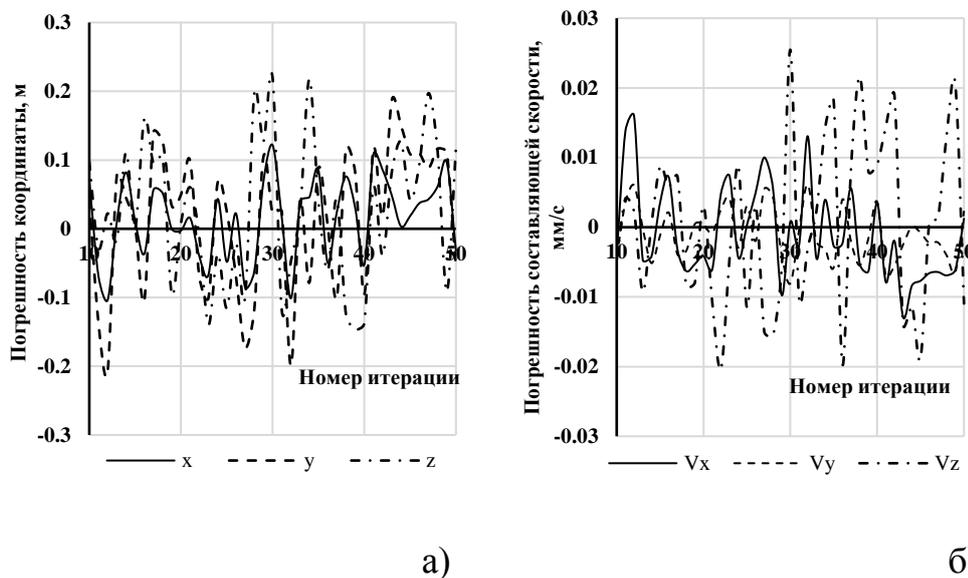


Рисунок 4 – Графики установившегося итерационного процесса уточнения погрешностей координат (а) и составляющих вектора скорости (б) некооперируемого ОО при $\Delta\lambda_p = 0,01^\circ$

В направлении нормали к плоскости ГО погрешности оценок параметров движения некооперируемого ОО увеличиваются. Значения этих погрешностей достигают $\Delta\hat{z}(t_0) = \pm 0,7$ м и $\Delta\hat{z}(t_0) = \pm 0,4$ мм/с соответственно.

Различие характеристик точности оцениваемых параметров в плоскости орбиты некооперируемого ОО и относительно плоскости его орбиты обусловлено

близостью итерационного процесса к границе устойчивости, которая определяется условиями наблюдаемости динамических систем [21].

В области исследуемой в настоящей статье задачи параметры движения некооперируемого ОО относительно плоскости его орбиты не наблюдаются в том случае, когда плоскость его орбиты совмещена с плоскостью орбиты сервисного КР и орты навигационных звезд находятся в плоскости ГО. Потеря устойчивости итерационного процесса происходит при угловом поле зрения ОЭС сервисного КР менее 2 – 4 градусов.

Заключение

Исследована возможность оценивания параметров движения некооперируемого ОО, находящегося в установленной орбитальной позиции геостационарной орбиты, на основе статистической обработки результатов измерений ОЭС и ЛД, которые входят в состав бортовых измерительных средств сервисного КР. Результаты проведенных исследований показали, что при выбранных исходных данных и отклонениях истинного движения некооперируемого ОО от опорного на ± 10 км по координатам и ± 10 м/с по составляющим вектора скорости наблюдается устойчивая сходимостъ навигационного процесса в пределах выбранного количества итераций. Погрешности оценок параметров движения ОО не превышают $\pm 0,7$ м по координатам и $\pm 0,4$ мм/с по составляющим скорости.

Представленные исследования могут быть использованы при обосновании облика бортовых систем КР, предназначенных для оперативного проведения орбитального сервисного обслуживания некооперируемого ОО.

Список источников

1. Виноградов П.В., Железняков А.Б., Спасский Б.А. Актуальные направления развития космической робототехники // Робототехника и техническая кибернетика. 2015. № 4 (9). С. 3–12.
2. Силантьев С.Б., Фоминов В.И., Королев С. Роботы на орбите // Воздушно-космическая сфера. 2016. № 2 (87). С. 118–123.
3. Ардашов А.А., Арсеньев В.Н., Силантьев С.Б. Современное состояние и терминологическая база космической робототехники // Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. 2017. № 656. С. 85–91.
4. Белоножко П.П. Космическая робототехника для монтажа и сервиса: потенциальные задачи, концепции перспективных систем // Воздушно-космическая сфера. 2019. № 2 (99). С. 84–97.
5. Каткалов В.Б. Космические услуги и операции: состояние и перспективы // Воздушно-космическая сфера. 2020. № 2 (103). С. 72–80.
6. Салопахин С.К., Петрашевская М.С. Разработка методики проектирования устройства дозаправки космических аппаратов на орбите // Динамика систем, механизмов и машин. 2014. № 2. С. 261–263.
7. Даляев И.Ю., Кузнецова В.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 (8). С. 27–29.

8. Ellery A., Kreisel J., Sommer B. The case for robotic on-orbit servicing of spacecraft: Spacecraft reliability is a myth // Acta Astronautica, 2008, pp. 632-648. DOI: [10.1016/j.actaastro.2008.01.042](https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2008.01.042)
9. Flores-Abad A., Ma O., Pham K., Ulrich S. A review of space robotics technologies for on-orbit servicing // Progress in Aerospace Sciences, 2014, pp.1-26. DOI: [10.1016/j.paerosci.2014.03.002](https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2014.03.002)
10. Валайтите А.А., Никитин Д.П., Садовская Е.В. Исследование влияния ошибки многолучевости на точность определения параметров сигналов ГНСС (глобальных навигационных спутниковых систем) при помощи имитатора навигационного поля // Труды МАИ. 2014. № 77. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=53172>
11. Мишин А.Ю., Фролова О.А., Исаев Ю.К., Егоров А.В. Комплексная навигационная система летательного аппарата // Труды МАИ. 2010. № 38. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=14161>
12. Куршин А.В. Модифицированный навигационный алгоритм для определения положения ИСЗ по сигналам GPS/ГЛОНАСС // Труды МАИ. 2013. № 66. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=40799>
13. Конин В.В., Шишков Ф.А. Автономная навигация космических сервисных аппаратов на геостационарной орбите по сигналам ГНСС // Известия высших учебных заведений. Радиоэлектроника. 2016. № 12 (654). С. 43–49.
14. Аншаков Г.П., Голяков А.Д., Петрищев В.Ф., Фурсов В.А. Автономная навигация космических аппаратов. Самара: Государственный научно-производственный ракетно-космический центр «ЦСКБ-Прогресс», 2011. – 486 с.

15. Кружков Д.М. Оценка точности астро-спутниковой интегрированной навигационной системы связи // Труды МАИ. 2012. № 51. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=29146>
16. Пешехонов В.Г. Высокоточная навигация без использования информации глобальных навигационных спутниковых систем // Гироскопия и навигация. 2022. Т. 30. № 1 (116). С. 3–11.
17. Голяков А.Д., Ричняк А.И., Фоминов В.И. Исследование точности навигационных параметров космического аппарата с адаптивной системой автономной навигации // Труды МАИ. 2022. № 126. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=169009>. DOI: [10.34759/trd-2022-126-23](https://doi.org/10.34759/trd-2022-126-23)
18. Порфирьев Л.Ф., Смирнов В.В., Кузнецов В.И. Аналитические оценки точности автономных методов определения орбит. – М.: Машиностроение, 1987. – 279 с.
19. Старовойтов Е.И., Зубов Н.Е. Анализ погрешностей и оптимизация приемного тракта бортовой лазерной локационной аппаратуры при измерении средних дальностей до космических объектов // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение. 2016. № 4. С. 115–128.
20. Аванесов Г.А., Красильников В.А., Никитин А.А., Сазонов В.В. Оценка точности определения параметров ориентации осей системы координат астро-измерительного прибора БОКЗ-М по экспериментальным данным // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. 2010. № 74. 37 с.
21. Калман Р.Е. Об общей теории систем управления // Труды 1–го международного конгресса ИФАК. - М.: АН СССР, 1961. Т.2. С. 521–546.

References

1. Vinogradov P.V., Zheleznyakov A.B., Spasskii B.A. *Robototekhnika i tekhnicheskaya kibernetika*, 2015, no. 4 (9), pp. 3–12.
2. Silant'ev S.B., Fominov V.I., Korolev S. *Vozdushno-kosmicheskaya sfera*, 2016, no. 2 (87), pp. 118–123.
3. Ardashov A.A., Arsen'ev V.N., Silant'ev S.B. *Trudy Voенno-kosmicheskoi akademii imeni A.F. Mozhaiskogo*, 2017, no. 656, pp. 85–91.
4. Belonozhko P.P. *Vozdushno-kosmicheskaya sfera*, 2019, no. 2 (99), pp. 84–97.
5. Kat'kalov V.B. *Vozdushno-kosmicheskaya sfera*, 2020, no. 2 (103), pp. 72–80.
6. Salopakhin S.K., Petrashevskaya M.S. *Dinamika sistem, mekhanizmov i mashin*, 2014, no. 2, pp. 261–263.
7. Dalyaev I.Yu., Kuznetsova V.M., Shardyko I.V. *Robototekhnika i tekhnicheskaya kibernetika*, 2015, no. 3 (8), pp. 27–29.
8. Ellery A., Kreisel J., Sommer B. The case for robotic on-orbit servicing of spacecraft: Spacecraft reliability is a myth, *Acta Astronautica*, 2008, pp. 632-648. DOI: [10.1016/j.actaastro.2008.01.042](https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2008.01.042)
9. Flores-Abad A., Ma O., Pham K., Ulrich S. A review of space robotics technologies for on-orbit servicing, *Progress in Aerospace Sciences*, 2014, pp.1-26. DOI: [10.1016/j.paerosci.2014.03.002](https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2014.03.002)
10. Valaitite A.A., Nikitin D.P., Sadovskaya E.V. *Trudy MAI*, 2014, no. 77. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=53172>
11. Mishin A.Yu., Frolova O.A., Isaev Yu.K., Egorov A.V. *Trudy MAI*, 2010, no. 38. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=14161>

12. Kurshin A.V. *Trudy MAI*, 2013, no. 66. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=40799>
13. Konin V.V., Shishkov F.A. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedenii. Radioelektronika*, 2016, no. 12 (654), pp. 43–49.
14. Anshakov G.P., Golyakov A.D., Petrishchev V.F., Fursov V.A. *Avtonomnaya navigatsiya kosmicheskikh apparatov* (Autonomous navigation of spacecraft), Samara, Gosudarstvennyi nauchno-proizvodstvennyi raketno-kosmicheskii tsentr «TsSKB-Progress», 2011, 486 p.
15. Kruzhkov D.M. *Trudy MAI*, 2012, no. 51. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=29146>
16. Peshek honov V.G. *Giroskopiya i navigatsiya*, 2022, vol. 30, no. 1 (116), pp. 3–11.
17. Golyakov A.D., Richnyak A.I., Fominov V.I. *Trudy MAI*, 2022, no. 126. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=169009>. DOI: [10.34759/trd-2022-126-23](https://doi.org/10.34759/trd-2022-126-23)
18. Porfir'ev L.F., Smirnov V.V., Kuznetsov V.I. *Analiticheskie otsenki tochnosti avtonomnykh metodov opredeleniya orbit* (Analytical evaluation of the accuracy of autonomous orbits determination method), Moscow, Mashinostroenie, 1987, 279 p.
19. Starovoitov E.I., Zubov N.E. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Ser. Priborostroenie*. 2016, no. 4, pp. 115–128.
20. Avanesov G.A., Krasil'nikov V.A., Nikitin A.A., Sazonov V.V. *Preprinty IPM im. M.V. Keldysha*, 2010, no. 74, 37 p.
21. Kalman R.E. *Trudy 1-go mezhdunarodnogo kongressa IFAK*, Moscow, AN SSSR, 1961, vol. 2, pp. 521–546.

Статья поступила в редакцию 04.09.2024

Одобрена после рецензирования 23.09.2024

Принята к публикации 25.10.2024

The article was submitted on 04.09.2024; approved after reviewing on 23.09.2024; accepted for publication on 25.10.2024