УДК 629.78 DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-2-47-57

ТОЧНОСТЬ АВТОНОМНОЙ НАВИГАЦИИ ВЗАИМНЫМ МЕТОДОМ ПРИ ГРУППОВОМ ПОЛЁТЕ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

А. Д. Голяков доктор технических наук, профессор, профессор кафедры автономных систем управления;
Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург;
algol1949@mail.ru

А. М. Ричняк кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры автономных систем управления;
Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург;
arichnyak@mail.ru

Представлены результаты исследования точности оценивания погрешностей определения параметров движения центра масс малого космического аппарата, совершающего групповой полёт совместно с другими малыми космическими аппаратами, среди которых находится малый космический аппарат, выполняющий функции лидера группировки. В качестве первичных навигационных параметров, измеряемых бортовыми средствами малого космического аппарата, выбраны углы между направлениями на малый космический аппарат-лидер и навигационные звёзды, одна из которых находится в плоскости орбиты малого космического аппарата, а направление на вторую совпадает с бинормалью этой плоскости. При оценивании погрешностей определения параметров движения центра масс малого космического аппарата введены допущения о центральном гравитационном поле Земли, нормальном законе распределения погрешностей бортовых навигационных измерений с известными постоянными дисперсиями. Исследования выполнены на основе метода аналитического оценивания точности автономной навигации космических аппаратов. Получены аналитические выражения ковариационных матриц, позволяющие оценить предельно достижимую точность решения поставленной задачи в зависимости от высоты орбиты группировки малых космических аппаратов, смещения ведомого малого космического аппарата относительно малого космического аппарата-лидера по аргументу широты, дисперсий погрешностей измерений и количества измерений в течение навигационного режима. Представленные результаты могут найти применение при необходимости обоснования путей повышения точности автономной навигации малых космических аппаратов, совершающих групповой полёт.

Малые космические аппараты; групповой полёт; автономная навигация; бортовые навигационные измерения; случайные погрешности измерений; аналитические оценки точности навигации.

Цитирование: Голяков А.Д., Ричняк А.М. Точность автономной навигации взаимным методом при групповом полёте малых космических аппаратов // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 2. С. 47-57. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-2-47-57

Введение

В связи с развитием принципиально новых функциональных возможностей космических систем и потребностью повышения их интеллектуализации с целью обеспечения высокого уровня эффективности применения и сокращения времени на принятие оперативных решений возникает необходимость создания нового типа космического объекта, который получил название кластера или в англоязычной терминологии «роя» [1–4]. Использование кластера малогабаритных космических аппаратов (МКА) позволяет получить ряд известных преимуществ [5–7]. В частности, при групповом полёте МКА повышается не только способность такой системы к выполнению целевых функций при заданных условиях и режимах применения, но и способность её к реконфигурации при возникновении различного рода возмущающих факторов.

Баллистическое построение группировки МКА может представлять собой как глобальный характер с равномерным распределением МКА в нескольких орбитальных плоскостях и в каждой из этих плоскостей, так и локальный характер, при котором группировка сохраняет свою баллистическую структуру при относительно малых межспутниковых расстояниях. При этом одному из МКА группировки отводится роль «лидера» [8; 9], которая может передаваться другому однотипному МКА. Основной функцией МКА-лидера является координация действий находящихся в группировке МКА, в том числе передача команд управления и обеспечение автономной навигационной информацией ведомых МКА.

В условиях группового полёта при сравнительно большом количестве МКА задача автономного определения параметров движения их центров масс может быть решена путём использования метода взаимной навигации, который основан на угловых и линейных измерениях параметров относительного движения МКА-лидера. При этом точность навигации ведомого МКА определяется рядом фактором, среди которых находятся и баллистические характеристики группировки.

Целью настоящей работы является исследование зависимости точности автономного определения параметров движения ведомого МКА от радиуса орбиты МКА-лидера и смещения по аргументу широты ведомого МКА относительно МКА-лидера.

Постановка задачи

Исследования точности навигации ведомого МКА по измерениям параметров его движения относительно МКА-лидера выполним с помощью аналитического метода, содержание которого изложено в работах [10–12]. Согласно этому методу точность навигации каждого МКА группировки определяется на основании анализа ковариационной матрицы навигационных погрешностей, элементы которой представляют собой аналитические выражения, характеризующие дисперсии и ковариационные моменты параметров движения центра масс МКА.

При этом будем полагать, что движение группировки происходит по околокруговой орбите в центральном поле сил. Орбита МКА-лидера является круговой с радиусом r_0. Параметры движения ведомых МКА определяются в подвижной орбитальной системе координат $x_0 y_0 z_0$, начало которой совпадает с центром масс МКА-лидера, ось x_0 (радиальная ось) совмещена с продолжением радиуса-вектора МКА-лидера, ось y_0 (трансверсальная ось) лежит в плоскости орбиты МКА-лидера, ось z_0 (нормальная ось) совпадает с нормалью к плоскости (с бинормалью) орбиты МКА-лидера.

В качестве первичных навигационных параметров рассмотрим углы β «звезда – МКА-лидер», результаты измерений которых $\tilde{\beta}$ содержат случайную аддитивную погрешность ξ, распределённую по нормальному закону с нулевым математическим ожиданием и дисперсией σ_β^2:

$$\tilde{\beta} = \beta + \xi, \quad \xi \in N\left(0, \sigma_\beta^2\right).$$

Можно показать, что угловой параметр β функционально связан с радиусом r_0 орбиты МКА-лидера и смещением ω по аргументу широты ведомого МКА относительно МКА-лидера, т.е. является первичным навигационным параметром [11]. Действительно, угол β определяется из выражения

$$\beta = \arccos\left(\frac{\overline{S}^T \overline{R}}{\left|\overline{R}\right|}\right),$$

где $\overline{S}$ – орт навигационной звезды: $\overline{S} = \left[\cos\delta\cos\alpha \quad \cos\delta\sin\alpha \quad \sin\delta\right]^T$;
α – орбитальное восхождение звезды;
δ – орбитальное склонение звезды;
$\overline{R}$ – радиус-вектор МКА: $\overline{R} = r_0\left[\cos\omega - 1 \quad \sin\omega \quad 0\right]^T$;
$\left|\overline{R}\right|$ – модуль радиус-вектора МКА: $\left|\overline{R}\right| = r_0\sqrt{2(1-\cos\omega)}$.

Представим шестимерный вектор параметров движения центра масс МКА, соответствующий начальному моменту времени t_0:

$$Q(t_0) = \left[x(t_0) \;\; y(t_0) \;\; z(t_0) \;\; \dot{x}(t_0) \;\; \dot{y}(t_0) \;\; \dot{z}(t_0)\right]^T,$$

где $x(t_0),\, y(t_0),\, z(t_0)$ – координаты МКА; $\dot{x}(t_0),\, \dot{y}(t_0),\, \dot{z}(t_0)$ – составляющие вектора скорости МКА, в виде двух векторов

$$Q(t_0) = \begin{bmatrix} Q_{\text{П}}(t_0) \\ Q_{\text{В}}(t_0) \end{bmatrix}.$$

Здесь $Q_{\text{П}}(t_0)$ – вектор параметров, характеризующих движение МКА в плоскости орбиты: $Q_{\text{П}}(t_0) = \left[x(t_0) \;\; y(t_0) \;\; \dot{x}(t_0) \;\; \dot{y}(t_0)\right]^T$;
$Q_{\text{В}}(t_0)$ – вектор параметров, характеризующих движение МКА относительно плоскости орбиты: $Q_{\text{В}}(t_0) = \left[z(t_0) \;\; \dot{z}(t_0)\right]^T$.

Тогда на основании исследований, приведённых в работах [10–14], ковариационная матрица погрешностей навигации МКА по автономным бортовым измерениям углового положения МКА-лидера относительно двух звёзд, одна из которых находится в плоскости орбиты МКА-лидера, а вторая – на бинормали этой плоскости, зависит от продолжительности τ навигационного режима и принимает квазидиагональный вид

$$K^{\beta}(\tau) = \begin{bmatrix} K_{\text{П}}^{\beta}(\tau) & 0 \\ 0 & K_{\text{В}}^{\beta}(\tau) \end{bmatrix},$$

где $K_{\text{П}}^{\beta}(\tau)$ – ковариационная матрица погрешностей определения вектора $Q_{\text{П}}(t_0)$;
$K_{\text{В}}^{\beta}(\tau)$ – ковариационная матрица погрешностей определения вектора $Q_{\text{В}}(t_0)$.

Найдём зависимости элементов ковариационных матриц $K_{\text{П}}(\tau)$ и $K_{\text{В}}(\tau)$ от радиуса орбиты МКА-лидера и смещения по аргументу широты ведомого МКА относительно МКА-лидера. При этом будем полагать, что навигационные измерения являются равноточными (дисперсия погрешностей результатов измерений является известной и постоянной величиной), а продолжительность навигационного режима соответствует одному витку МКА вокруг Земли.

Оценивание точности определения параметров движения МКА в плоскости его орбиты

С использованием метода аналитического оценивания точности автономной навигации запишем ковариационную матрицу погрешностей определения вектора параметров движения МКА в плоскости его орбиты по измерениям углов визирования МКА-лидера относительно навигационной звезды следующим образом:

$$K_{\Pi}^{\beta}=\frac{4r_o^2\sigma_\beta^2}{3(\pi^2-6)(1-\cos\omega)(5-3\cos\omega)^2 N}\begin{bmatrix} K_x^\beta(\omega) & K_{xy}^\beta(\omega) & K_{x\dot{x}}^\beta(\omega)\lambda & K_{x\dot{y}}^\beta(\omega)\lambda \\ K_{yx}^\beta(\omega) & K_y^\beta(\omega) & K_{y\dot{x}}^\beta(\omega)\lambda & K_{y\dot{y}}^\beta(\omega)\lambda \\ K_{x\dot{x}}^\beta(\omega)\lambda & K_{y\dot{x}}^\beta(\omega)\lambda & K_{\dot{x}}^\beta(\omega)\lambda^2 & K_{\dot{x}\dot{y}}^\beta(\omega)\lambda^2 \\ K_{x\dot{y}}^\beta(\omega)\lambda & K_{y\dot{y}}^\beta(\omega)\lambda & K_{\dot{x}\dot{y}}^\beta(\omega)\lambda^2 & K_{\dot{y}}^\beta(\omega)\lambda^2 \end{bmatrix}, \quad (1)$$

где N – количество измерений первичных навигационных параметров в течение навигационного режима, продолжительность которого равна одному витку МКА вокруг Земли;

$K_x^\beta(\omega),\ K_y^\beta(\omega),\ K_{\dot{x}}^\beta(\omega),\ K_{\dot{y}}^\beta(\omega)$ – коэффициенты дисперсий погрешностей оценивания элементов вектора $Q_\Pi(t_0)$;

$K_{xy}^\beta(\omega),\ K_{x\dot{x}}^\beta(\omega),\ K_{x\dot{y}}^\beta(\omega), K_{y\dot{y}}^\beta(\omega),\ K_{y\dot{x}}^\beta(\omega),\ K_{\dot{x}\dot{y}}^\beta(\omega)$ – коэффициенты ковариаций погрешностей оценивания элементов вектора $Q_\Pi(t_0)$;

λ – угловая орбитальная скорость движения МКА-лидера.

С целью упрощения последующих соотношений введём следующие обозначения: $c=1-\cos\omega$, $s=\sin\omega$. Тогда коэффициенты дисперсий погрешностей оценивания элементов вектора $Q_\Pi(t_0)$ определяются с помощью выражений:

$$\left.\begin{aligned} K_x^\beta(\omega)&=2c\left[9c\left(\pi^2+12\right)+6c\left(\pi^2+6\right)+8\right],\\ K_y^\beta(\omega)&=2\left[9c^3\left(10\pi^2-51\right)+96c^2\pi^2+4c\left(6\pi^2+25\right)+16-6\pi s\left(4+27c^2+24c\right)\right],\\ K_{\dot{x}}^\beta(\omega)&=2\left[9c^3\left(7\pi^2-23\right)+6c^2\left(13\pi^2-8\right)+4c\left(6\pi^2+13\right)-12\pi s\left(9c^2+9c+2\right)+16\right],\\ K_{\dot{y}}^\beta(\omega)&=c\left[9c^2\left(2\pi^2+13\right)+4+12c\left(\pi^2-1\right)\right]. \end{aligned}\right\} \quad (2)$$

Анализ ковариационной матрицы (1) показывает, что с ростом радиуса орбиты МКА-лидера дисперсии погрешностей определения координат σ_x и σ_y ведомого МКА увеличиваются по квадратичному закону. При этом дисперсии погрешностей определения составляющих вектора скорости $\sigma_{\dot{x}}$ и $\sigma_{\dot{y}}$ ведомого МКА зависят от модуля скорости полёта МКА-лидера и с ростом высоты его орбиты уменьшаются.

Графики зависимостей коэффициентов дисперсий погрешностей оценивания радиальной и трансверсальной координат $x(t_0)$ и $y(t_0)$, а также радиальной и трансверсальной составляющих вектора скорости $\dot{x}(t_0)$ и $\dot{y}(t_0)$ от смещения МКА вдоль орбиты по аргументу широты относительно МКА-лидера приведены на рис. 1.

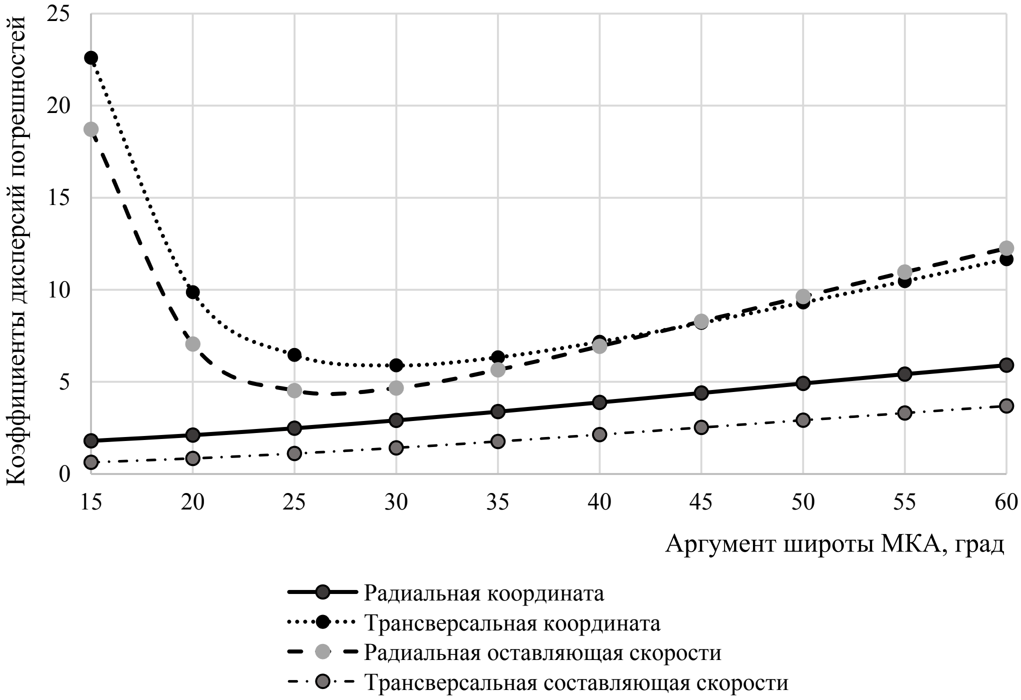

Рис. 1. Графики зависимостей коэффициентов дисперсий погрешностей оценивания параметров, характеризующих положение и скорость МКА в плоскости орбиты, от аргумента широты

Как следует из графиков, приведённых на рис. 1, коэффициенты дисперсий погрешностей оценок радиальной координаты $x(t_0)$ и трансверсальной составляющей вектора скорости $\dot{y}(t_0)$ увеличиваются с ростом аргумента широты МКА. При этом коэффициенты дисперсий погрешностей оценок трансверсальной координаты $y(t_0)$ и радиальной составляющей вектора скорости $\dot{x}(t_0)$ имеют минимальные значения, которые они достигают при аргументах широты $\omega \approx (28 \div 30)^o$.

При аргументе широты $\omega < 20^o$ происходит резкий рост погрешностей оценивания трансверсальной координаты и радиальной составляющей вектора скорости МКА. Это обусловлено потерей наблюдаемости вектора $Q_\Pi(t_0) = [x(t_0)\ y(t_0)\ \dot{x}(t_0)\ \dot{y}(t_0)]^T$ по измерениям углов визирования МКА-лидера относительно поля навигационных звёзд при достаточно малых расстояниях между МКА [11].

С помощью выражений (1) и (2) найдём формулы для расчёта среднеквадратических погрешностей, которые возникают при оценивании элементов вектора $Q_\Pi(t_0)$, в зависимости от смещения МКА вдоль орбиты по аргументу широты относительно МКА-лидера:

$$\sigma_x = \frac{2r_0\sigma_\beta}{5-3\cos\omega}\sqrt{\frac{2c\left[9c^2\left(\pi^2+12\right)+6c\left(\pi^2+6\right)+8\right]}{3\left(\pi^2-6\right)\left(1-\cos\omega\right)N}};$$

$$\sigma_y = \frac{2r_0\sigma_\beta}{5-3\cos\omega}\sqrt{\frac{2\left[9c^3\left(10\pi^2-51\right)+96c^2\pi^2+4c\left(6\pi^2+25\right)+16-6\pi s\left(4+27c^2+24c\right)\right]}{3\left(\pi^2-6\right)\left(1-\cos\omega\right)N}};$$

$$\sigma_{\dot{x}} = \frac{2v_0\sigma_\beta}{5-3\cos\omega}\sqrt{\frac{2\left[9c^3\left(7\pi^2-23\right)+6c^2\left(13\pi^2-8\right)+4c\left(6\pi^2+13\right)-12\pi s\left(9c^2+9c+2\right)+16\right]}{3\left(\pi^2-6\right)\left(1-\cos\omega\right)N}};$$

$$\sigma_{\dot{y}} = \frac{2v_0\sigma_\beta}{5-3\cos\omega}\sqrt{\frac{c\left[9c^2\left(2\pi^2+13\right)+4+12c\left(\pi^2-1\right)\right]}{3\left(\pi^2-6\right)\left(1-\cos\omega\right)N}}.$$

На основании полученных соотношений можно, например, показать, что среднеквадратические отклонения погрешностей оценок вектора $Q_{\Pi}(t_0)$ при смещении МКА вдоль орбиты по аргументу широты относительно МКА-лидера на углы $\omega_1 = \dfrac{\pi}{3}$ и $\omega_2 = \dfrac{\pi}{6}$ рассчитываются по формулам:

$$\left.\begin{aligned}&\sigma_x(\omega_1)=\frac{2{,}4\,r_o\sigma_\beta}{\sqrt{N}};\sigma_y(\omega_1)=\frac{3{,}4\,r_o\sigma_\beta}{\sqrt{N}};\sigma_{\dot{x}}(\omega_1)=\frac{3{,}5\,v_o\sigma_\beta}{\sqrt{N}};\sigma_{\dot{y}}(\omega_1)=\frac{1{,}9\,v_o\sigma_\beta}{\sqrt{N}}\\&\sigma_x(\omega_2)=\frac{1{,}7\,r_o\sigma_\beta}{\sqrt{N}};\sigma_y(\omega_2)=\frac{2{,}4\,r_o\sigma_\beta}{\sqrt{N}};\sigma_{\dot{x}}(\omega_2)=\frac{2{,}1\,v_o\sigma_\beta}{\sqrt{N}};\sigma_{\dot{y}}(\omega_2)=\frac{1{,}2\,v_o\sigma_\beta}{\sqrt{N}}\end{aligned}\right\}\qquad(3)$$

где v_o – скорость полёта МКА-лидера: $v_o = \lambda\, r_o = \sqrt{\dfrac{\mu}{r_o}}$; μ – гравитационный параметр Земли ($\mu = 3{,}98602\cdot 10^5$ км^3 с$^{-2}$).

Из соотношений (3) следует, что оценивание радиальной координаты и трансверсальной составляющей скорости по измерениям углового положения МКА-лидера относительно навигационных звёзд выполняется с наименьшими среднеквадратическими погрешностями.

Оценивание точности определения параметров движения МКА относительно плоскости его орбиты

Параметры движения МКА относительно плоскости его орбиты в некоторый начальный момент времени t_0 характеризуются двухмерным вектором вида

$$Q_{\text{В}}(t_0) = \left[z(t_0)\ \ \dot{z}(t_0)\right]^T.$$

Ковариационная матрица погрешностей определения вектора $Q_В(t_0)$ по измерениям углов визирования МКА-лидера относительно навигационной звезды, орт которой совпадает с бинормалью орбиты, имеет вид

$$K_В^{\beta} = \frac{4(1-\cos\omega)\ \sigma_{\beta}^2}{N}\begin{bmatrix} r_o^2 & 0 \\ 0 & v_o^2 \end{bmatrix}. \tag{4}$$

Анализ ковариационной матрицы (4) показывает отсутствие ковариационной связи между погрешностями оценок нормальной координаты $z(t_0)$ и нормальной составляющей вектора скорости МКА $\dot{z}(t_0)$. При этом коэффициенты дисперсий оценок $z(t_0)$ и $\dot{z}(t_0)$ параметров движения МКА по нормальной оси совпадают и рассчитываются по формуле

$$K_z^{\beta}(\omega) = K_{\dot{z}}^{\beta}(\omega) = 4(1-\cos\omega).$$

Среднеквадратические отклонения оценок нормальной координаты $z(t_0)$ и нормальной составляющей вектора скорости МКА $\dot{z}(t_0)$ определяются с помощью соотношений:

$$\sigma_z(\omega) = \frac{2\sqrt{1-\cos\omega}\ r_o\sigma_{\beta}}{\sqrt{N}}, \quad \sigma_{\dot{z}}(\omega) = \frac{2\sqrt{1-\cos\omega}\ v_o\sigma_{\beta}}{\sqrt{N}}.$$

Из полученных выражений следует, что среднеквадратические отклонения оценок нормальной координаты $z(t_0)$ и нормальной составляющей вектора скорости $\dot{z}(t_0)$ МКА имеют пропорциональную зависимость от радиуса орбиты и линейной скорости движения МКА-лидера.

Можно показать, что функция вида $f(\omega) = \sqrt{1-\cos\omega}$ при изменении своего аргумента в пределах от 0 до 90° достаточно близка к линейному виду. Поэтому среднеквадратические отклонения оценок нормальной координаты $z(t_0)$ и нормальной составляющей вектора скорости $\dot{z}(t_0)$ МКА увеличиваются по линейному закону с ростом смещения МКА вдоль орбиты по аргументу широты относительно МКА-лидера при выполнении условия $\omega = \overline{0,90^{\circ}}$.

Предположим, что центр масс МКА смещён относительно МКА-лидера вдоль орбиты по аргументу широты на углы $\omega_1 = \frac{\pi}{3}$ и $\omega_2 = \frac{\pi}{6}$. Тогда среднеквадратические отклонения погрешностей оценок вектора $Q_В(t_0)$ рассчитываются по формулам:

$$\left.\begin{aligned} \sigma_z(\omega_1) &= \frac{1{,}4\, r_o\sigma_{\beta}}{\sqrt{N}};\ \sigma_{\dot{z}}(\omega_1) = \frac{1{,}4\, v_o\sigma_{\beta}}{\sqrt{N}} \\ \sigma_z(\omega_2) &= \frac{0{,}7\, r_o\sigma_{\beta}}{\sqrt{N}};\ \sigma_{\dot{z}}(\omega_2) = \frac{0{,}7\, v_o\sigma_{\beta}}{\sqrt{N}} \end{aligned}\right\}. \tag{5}$$

Анализ соотношений (3) и (5) показывает, что оценивание векторов, характеризующих движение МКА по бинормали орбиты, по бортовым измерениям углового положения МКА-лидера относительно навигационных звёзд выполняется с меньшими среднеквадратическими отклонениями погрешностей по сравнению с оцениванием векторов, характеризующих движение МКА в плоскости орбиты.

Например, если положить, что $r_o = 1000$ км, $\sigma_\beta = 10$ угл.с и $N = 100$, то с помощью выражений (3) и (5) получаем:

$$\text{при } \omega_1 = \frac{\pi}{3}: \ \sigma_x(\omega_1) = 120 \text{ м}; \ \sigma_y(\omega_1) = 170 \text{ м}; \ \sigma_z(\omega_1) = 70 \text{ м};$$
$$\sigma_{\dot{x}}(\omega_1) = 11{,}0 \text{ м/с}; \ \sigma_{\dot{y}}(\omega_1) = 6{,}0 \text{ м/с}; \ \sigma_{\dot{z}}(\omega_1) = 4{,}4 \text{ м/с};$$

$$\text{при } \omega_2 = \frac{\pi}{6}: \ \sigma_x(\omega_2) = 85 \text{ м}; \ \sigma_y(\omega_2) = 120 \text{ м}; \ \sigma_z(\omega_2) = 35 \text{ м};$$
$$\sigma_{\dot{x}}(\omega_2) = 6{,}6 \text{ м/с}; \ \sigma_{\dot{y}}(\omega_2) = 3{,}8 \text{ м/с}; \ \sigma_{\dot{z}}(\omega_2) = 2{,}2 \text{ м/с}.$$

Следовательно, при выбранных значениях радиуса орбиты МКА-лидера, среднеквадратических погрешностей бортового астрономического средства измерений углов, смещениях аргумента широты МКА относительно МКА-лидера на углы 60 и 30° предельные среднеквадратические отклонения погрешностей навигации по координатам составляют от 35 до 170 м, а по составляющим вектора скорости – от 2,2 до 11,0 м/с.

Заключение

Представлены результаты исследования точности оценивания погрешностей определения параметров движения центра масс ведомого МКА, совершающего групповой полёт совместно с МКА, выполняющим функции лидера. В качестве первичных навигационных параметров, измеряемых бортовыми средствами МКА, выбраны углы между направлениями на МКА-лидер и навигационные звёзды, одна из которых находится в плоскости орбиты МКА, а направление на вторую совпадает с бинормалью этой плоскости.

Получены аналитические выражения ковариационных матриц, позволяющие оценить предельно достижимую точность решения поставленной задачи в зависимости от высоты орбиты группировки МКА, смещения ведомого МКА относительно МКА-лидера по аргументу широты, дисперсий погрешностей измерений и количества измерений в течение навигационного режима.

Анализ полученных аналитических выражений показал, что с ростом радиуса орбиты группировки МКА среднеквадратические погрешностей определения координат МКА увеличиваются по линейному закону. При этом среднеквадратические погрешности определения составляющих вектора скорости МКА зависят от модуля скорости полёта МКА-лидера и с ростом высоты его орбиты уменьшаются.

Погрешности оценок радиальной координаты и трансверсальной составляющей вектора скорости МКА увеличиваются с ростом смещения по аргументу широты относительно МКА-лидера. При этом погрешности оценок трансверсальной координаты и радиальной составляющей вектора скорости МКА имеют минимальные значения, которые они достигают при аргументах широты $\omega \approx 28 \div 30^\circ$.

Представленные результаты могут найти применение при необходимости обоснования путей повышения точности автономной навигации МКА, совершающих групповой полёт.

Библиографический список

1. Скобелев П.О., Соллогуб А.В., Иващенко А.В., Симонова Е.В., Степанов М.Е., Царев А.В. Решение задач дистанционного зондирования Земли с применением мультиагентных технологий // Вестник Самарского государственного технического университета. Серия: Технические науки. 2010. № 3 (28). С. 47-54.

2. Соллогуб А.В., Скобелев П.О., Симонова Е.В., Царев А.В., Степанов М.Е. Модели для решения сетецентрических задач планирования и управления групповыми операциями кластера малоразмерных космических аппаратов при решении задач дистанционного зондирования Земли // Информационно-управляющие системы. 2012. № 1 (56). С. 33-38.

3. Абросимов В.К. Групповое движение интеллектуальных летательных аппаратов в антагонистической среде. М.: Наука, 2013. 168 с.

4. Соллогуб А.В., Скобелев П.О., Симонова Е.В., Царев А.В., Степанов М.Е., Жиляев А.А. Интеллектуальная система распределённого управления групповыми операциями кластера малоразмерных космических аппаратов в задачах дистанционного зондирования Земли // Информационно-управляющие системы. 2013. № 1 (62). С. 16-26.

5. Скобелев П.О., Симонова Е.В., Степанов М.Е., Жиляев А.А. Применение онтологии в интеллектуальной системе распределённого управления группировкой малоразмерных космических аппаратов // Известия Самарского научного центра РАН. 2015. Т. 17, № 2-5. С. 1119-1130.

6. Потюпкин А.Ю., Данилин Н.С., Селиванов А.С. Кластеры малоразмерных космических аппаратов как новый тип космических объектов // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. 2017. Т. 4, № 4. С. 45-46. DOI: 10.17238/issn2409-0239.2017.4.45

7. Городецкий В.И, Карсаев О.В. Самоорганизация группового поведения кластера малых спутников распределённой системы наблюдения // Известия ЮФУ. Технические науки. 2017. № 2 (187). С. 234-247. DOI: 10.18522/2311-3103-2017-1-234247

8. Палкин М.В. Баллистико-навигационное обеспечение группового полёта космических аппаратов // Вестник Московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана. Серия: Машиностроение. 2015. № 6 (105). С. 22-32.

9. Палкин М.В. Концептуальные вопросы создания и применения космических аппаратов группового полёта // Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2015. № 8. С. 100-115. DOI: 10.7463/0815.0789727

10. Порфирьев Л.Ф., Смирнов В.В., Кузнецов В.И. Аналитические оценки точности автономных методов определения орбит. М.: Машиностроение, 1987. 280 с.

11. 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.

12. Голяков А.Д., Ананенко В.М. Системы навигации космических аппаратов. СПб.: Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского, 2017. 269 с.

13. Голяков А.Д. Введение в теорию взаимной навигации искусственных спутников Земли. СПб.: Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского, 1992. 142 с.

14. Голяков А.Д. Аналитическая оценка потенциальной точности автономной астронавигации космического аппарата по орбитальным ориентирам // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. 2003. Т. 46, № 4. С. 52-57.

ACCURACY OF AUTONOMOUS NAVIGATION BY THE MUTUAL METHOD IN THE CASE OF A GROUP FLIGHT OF SPACE VEHICLES

A. D. Golyakov Doctor of Science (Engineering), Professor, Professor of the Department of Autonomous Control Systems;
Mozhaisky Military Space Academy, Saint-Petersburg, Russian Federation;
algol1949@mail.ru

A. M. Richnyak Candidate of Science (Engineering), Associate Professor, Associate Professor of the Department of Autonomous Control Systems;
Mozhaisky Military Space Academy, Saint-Petersburg, Russian Federation;
arichnyak@mail.ru

The article presents the results of an investigation of the accuracy of estimating errors in the determination of the motion parameters of the center of mass of a small spacecraft performing a group flight together with other small spacecraft, among which there is a small spacecraft that acts as the leader of the group. The angles between the directions to the small spacecraft-leader, and navigational stars, one of which is in the plane of the orbit of the small spacecraft, and the direction to the second one coincides with the binormal of this plane are chosen as the primary navigation parameters measured by the onboard facilities of the small spacecraft. When estimating the errors in determining the parameters of the motion of the center of mass of a small spacecraft, assumptions are made about the central gravitational field of the Earth, the normal law of error distribution of on-board navigation measurements with known constant variances. The research was carried out on the basis of the method of analytical estimation of the accuracy of autonomous navigation of space vehicles. As a result of the studies, analytical expressions of covariance matrices are obtained that allow one to estimate the maximum achievable accuracy of the solution of the problem posed, depending on the altitude of the orbit of a group of small space vehicles, the displacement of the slave small spacecraft relative to the small spacecraft-leader by the latitude argument, the variances of measurement errors and the number of measurements during a navigation mode. The presented results can find application when it is necessary to substantiate ways of improving the accuracy of autonomous navigation of small spacecraft performing group flights.

Small spacecraft; group flight; autonomous navigation; onboard navigation measurements; random measurement errors; analytical evaluation of precision navigation.

Citation: Golyakov A.D., Richnyak A.M. Accuracy of autonomous navigation by the mutual method in the case of a group flight of space vehicles. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 2. P. 47-57. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-2-47-57

References

1. Skobelev P.O., Sollogub A.V., Ivashenko A.V., Simonova E.V., Stepanov M.E., Tsarev A.V. Remote sensing solutions using multi-agent technology. *Vestnik of Samara State Technical University. Technical Sciences Series*. 2010. No. 3 (28). P. 47-54. (In Russ.)

2. Sollogub A.V., Skobelev P.O., Simonova E.V., Tzarev A.V., Stepanov M.E. Simulation models for network-centric problems of scheduling and group operational control of a cluster of small space ships and mini-satellites. *Information and Control Systems*. 2012. No. 1. P. 33-38. (In Russ.)

3. Abrosimov V.K. *Gruppovoye dvizheniye intellektual'nykh letatel'nykh apparatov v antagonisticheskoy srede* [Group motion of intellectual flying vehicles in antagonistic environment]. Moscow: Nauka Publ., 2013. 168 p.

4. Sollogub A.V., Skobelev P.O., Simonova E.V., Tsarev A.V, Stepanov M.E., Jilyaev A.A. Intelligent system for distributed problem solving in cluster of small satellites for Earth remote sensing. *Information and Control Systems*. 2013. No. 1 (62). P. 16-26. (In Russ.)

5. Skobelev P.O., Simonova E.V., Stepanov M.E., Zhilyaev A.A. Application of ontology in intelligent system for distributed management of small spacecraft group. *Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra RAN*. 2015. V. 17, no. 2-5. P. 1119-1130. (In Russ.)

6. Potyupkin A.Yu., Danilin N.S., Selivanov A.S. Small Satellites Clusters – a New Type of Space Objects. *Rocket-Space Device Engineering and Information Systems*. 2017. V. 4, no. 4. P. 45-46. DOI: 10.17238/issn2409-0239.2017.4.45. (In Russ.)

7. Gorodetsky V.I., Karsaev O.V. Distributed surveillance system based on self-organized collective behavior of smal satellite cluster. *Izvestiya SFedU. Engineering sciences*. 2017. No. 2 (187). P. 234-247. DOI: 10.18522/2311-3103-2017-1-234247. (In Russ.)

8. Palkin M.V. Ballistic and navigation issues for satellite formation flying design. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering*. 2015. No. 6 (105). P. 22-32. (In Russ.)

9. Palkin M.V. Formation flying concept issues. *Science and Education of the Bauman MSTU*. 2015. No. 8. P. 100-115. DOI: 10.7463/0815.0789727. (In Russ.)

10. Porfir'ev L.F., Smirnov V.V., Kuznetsov V.I. *Analiticheskiye otsenki tochnosti avtonomnykh metodov opredeleniya orbit* [Analytical estimates of the accuracy of autonomous methods of orbit determination]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1987. 280 p.

11. Anshakov G.P., Golyakov A.D., Petrishchev V.F., Fursov V.A. *Avtonomnaya navigatsiya kosmicheskikh apparatov* [Spacecraft autonomous navigation]. Samara: Space Rocket Center «Progress» Publ., 2011. 486 p.

12. Golyakov A.D., Ananenko V.M. *Sistemy navigatsii kosmicheskikh apparatov* [Spacecraft navigation systems]. SPb.: Mozhaisky Military Space Academy Publ., 2017. 269 p.

13. Golyakov A.D. *Vvedeniye v teoriyu vzaimnoy navigatsii iskusstvennykh sputnikov Zemli* [Introduction to the theory of mutual navigation of artificial Earth satellites]. SPb.: Mozhaisky Military Space Academy Publ., 1992. 142 p.

14. Golyakov A.D. Analytical estimation of potential accuracy of autonomous astronavigation of a space vehicle according to orbital reference points. *Journal of Instrument Engineering*. 2003. V. 46, no. 4. P. 52-57. (In Russ.)