

УДК 629.78 : 681.51

НАВЕДЕНИЕ И УПРАВЛЕНИЕ КОСМИЧЕСКИМ РОБОТОМ ПРИ ПЕРЕЛЕТАХ В ГРУППИРОВКЕ МИНИ-СПУТНИКОВ ЗЕМЛЕОБЗОРА

Е.И. Сомов

Самарский государственный технический университет
Россия, 443100, Самара, Молодогвардейская ул., 244
E-mail: e_somov@mail.ru

С.А. Бутырин

Самарский государственный технический университет
Россия, 443100, Самара, Молодогвардейская ул., 244
E-mail: butyrinsa@mail.ru

Т.Е. Сомова

Самарский государственный технический университет
Россия, 443100, Самара, Молодогвардейская ул., 244
E-mail: te_somova@mail.ru

С.Е. Сомов

Самарский государственный технический университет
Россия, 443100, Самара, Молодогвардейская ул., 244
E-mail: s_somov@mail.ru

Ключевые слова: низкоорбитальная группировка мини-спутников, космический робот, орбитальные перелеты, наведение и управление движением

Аннотация: Представляются законы наведения и управления движением космического робота при орбитальных перелетах и сближении с мини-спутниками низкоорбитальной группировки землеобзора и результаты компьютерной верификации алгоритмов.

1. Введение

Современные тенденции развития космических систем ДЗЗ состоят в переходе к группировкам оптико-электронных и радиолокационных мини-спутников землеобзора с низких орбит при требуемом периоде повторяемости [1-4]. При сроке службы до 5 лет такие малые космические аппараты (КА) имеют массу до 500 кг и большие панели солнечных батарей для энергоснабжения бортового оборудования, включая систему управления движением (СУД) с электрореактивными двигательными установками (ЭДУ) и силовым гироскопическим кластером (СГК) на основе гиродинов (ГД). Измерение координат таких спутников выполняется бесплатформенной инерциальной навигационной системой (БИНС) с коррекцией сигналами от навигационных КА и кластера астродатчиков (КАД). Полетная дозаправка ЭДУ экономически невыгодна для «дешевых» микро-спутников массой до 100 кг, но для мини-спутников землеобзора с «дорогой» бортовой аппаратурой (телескоп, БИНС с КАД, СГК, ЭДУ), необходимо изучить вопросы продления срока службы до 20 лет при дозаправке их ЭДУ топливом с

помощью космических роботов-манипуляторов (КРМ) [5]. Для группировок мини-спутников землеобзора на солнечно-синхронных орбитах (ССО) актуальны задачи наведения и управления КРМ при его перелетах и сближении с мини-спутниками. Представляются решения этих задач при маневрах КРМ в окрестности одной базовой орбитальной плоскости с оценкой времени и затрат рабочего тела ЭДУ.

2. Математические модели и постановка задачи

Применяются известные системы координат (СК) – инерциальная (ИСК $O_{\oplus} X^i Y^i Z^i$, базис \mathbf{I}_{\oplus} с ортами \mathbf{i}_i , $i = 1, 2, 3 \equiv 1 \div 3$), орбитальная (ОСК, базис \mathbf{O} с ортами радиали \mathbf{r}^o , трансверсали \mathbf{t}^o и бинормали \mathbf{n}^o) и связанная с корпусом КРМ (ССК O_{xyz} , базис \mathbf{B}) системы координат с началом в его центре масс O . Предполагается, что вектор тяги \mathbf{P}^e плазменной ЭДУ направлен вдоль оси Oy ССК. Ориентация ССК в ИСК определяется кватернионом $\mathbf{\Lambda}$ и вектором $\mathbf{\sigma}$ модифицированных параметров Родрига (МПП), а ориентация ССК в ОСК – традиционными углами рыскания ϕ_1 , крена ϕ_2 и тангажа ϕ_3 в последовательности 132. Используются векторы угловой скорости $\boldsymbol{\omega}$ и ускорения $\boldsymbol{\varepsilon}$, обозначения $\{\cdot\} = \text{col}(\cdot)$, $[\cdot] = \text{line}(\cdot)$ и $(\cdot)^t$, $[\times \cdot]$ для векторов и матриц. Робот считается твердым телом с массой m и тензором инерции \mathbf{J} , при векторах положения \mathbf{r} и скорости \mathbf{v} модель его пространственного движения в ИСК представляется в виде

$$\begin{aligned} \mathbf{r}' + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r} &= \mathbf{v}, \quad m(\mathbf{v}' + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{v}) = \mathbf{P}^e + \mathbf{F}^d; \\ \dot{\mathbf{\Lambda}} &= \mathbf{\Lambda} \circ \boldsymbol{\omega} / 2, \quad \mathbf{J}\dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{G} = \mathbf{M}^g + \mathbf{M}^d. \end{aligned}$$

Здесь вектор $\mathbf{G} = \mathbf{J}\boldsymbol{\omega} + \mathbf{H}$, где \mathbf{H} – вектор кинетического момента (КМ) СГК, вектор $\mathbf{M}^g = -\mathbf{H}'$ представляет его управляющий момент, а векторы \mathbf{F}^d и \mathbf{M}^d – внешние возмущающие силы и моменты, $(\cdot)'$ – символ локальной производной по времени.

При законе углового наведения $\mathbf{\Lambda}^p(t)$, $\boldsymbol{\omega}^p(t)$, $\boldsymbol{\varepsilon}^p(t)$ ошибка ориентации КРМ определяется кватернионом $\mathbf{E} \equiv (\mathbf{e}_0, \mathbf{e}) = \tilde{\mathbf{\Lambda}}^p \circ \mathbf{\Lambda}$, где $\mathbf{e} = \{e_i\}$, матрицей ошибки $\mathbf{C}^e = \mathbf{I}_3 - 2[\mathbf{e} \times] \mathbf{Q}_e^t$ с $\mathbf{Q}_e = \mathbf{I}_3 \mathbf{e}_0 + [\mathbf{e} \times]$, вектором МПП $\boldsymbol{\sigma}^e = \mathbf{e}^e \tan(\Phi^e/4)$ с ортом Эйлера \mathbf{e}^e и углом Φ^e собственного поворота, и вектором угловой погрешности $\delta \boldsymbol{\phi} = \{\delta \phi_i\} = \{4\sigma_i^e\}$. Вектор ошибки по угловой скорости $\delta \boldsymbol{\omega} = \boldsymbol{\omega} - \mathbf{C}^e \boldsymbol{\omega}^p(t)$. В СУД робота применяется СГК с четырьмя ГД по схеме 2-SPE. Вектор КМ p -го ГД имеет орт $\mathbf{h}_p(\beta_p)$, а СГК – векторы нормированного КМ $\mathbf{h}(\boldsymbol{\beta}) = \Sigma \mathbf{h}_p(\beta_p)$, $\boldsymbol{\beta} = \{\beta_p\}$, $p = 1 \div 4$, и управляющего момента $\mathbf{M}^g = -\mathbf{H}' = -h_g \mathbf{A}_h(\boldsymbol{\beta}) \mathbf{u}^g$, $\dot{\boldsymbol{\beta}} = \mathbf{u}^g$ с $\mathbf{A}_h(\boldsymbol{\beta}) = \partial \mathbf{h}(\boldsymbol{\beta}) / \partial \boldsymbol{\beta}$ и собственным КМ h_g каждого ГД. При дискретной фильтрации вектора $\boldsymbol{\varepsilon} = -\delta \boldsymbol{\phi}$ рассогласования значения вектора $\boldsymbol{\varepsilon}_k^f$ в моменты времени $t = t_k$ с периодом T_u , $k \in \mathbb{N}_0 \equiv [0, 1, 2, \dots)$ применяются в цифровом законе управления СГК в виде

$$\begin{aligned} \mathbf{g}_{k+1} &= \mathbf{B} \mathbf{g}_k + \mathbf{C} \boldsymbol{\varepsilon}_k^f, \quad \tilde{\mathbf{m}}_k = \mathbf{K} (\mathbf{g}_k + \mathbf{P} \boldsymbol{\varepsilon}_k^f); \\ \mathbf{M}_k^g &= \boldsymbol{\omega}_k \times \mathbf{G}_k + \mathbf{J} (\mathbf{C}_k^e \boldsymbol{\varepsilon}_k^p + [(\mathbf{C}_k^e \boldsymbol{\omega}_k^p) \times] \boldsymbol{\omega}_k + \tilde{\mathbf{m}}_k). \end{aligned}$$

Далее вектор \mathbf{M}_k^g аналитически распределяется в вектор \mathbf{u}_k^g командных скоростей ГД.

В наборе оскулирующих параметров $(\Omega, i, \omega_{\pi}, p, e, u)$ вектора \mathbf{r} расположения КА выделяются (i) три элемента ориентации орбиты – долгота восходящего узла (ВУ) Ω , наклонение i , аргумент перигея ω_{π} в момент t_{π} и (ii) три элемента, определяющих размеры, форму орбиты и положение КА – фокальный параметр p , эксцентриситет e и аргумент широты $u(t)$, называемый также «орбитальной широтой», отсчитываемой от линии узлов и связанной с истинной аномалией $v(t)$ соотношением $u(t) = \omega_{\pi} + v(t)$. При таких обозначениях большая полуось орбиты $a = p / (1 - e^2)$.

В окрестности одной базовой плоскости ССО при последовательном сближении КРМ с тремя мини-спутниками (целями) для дозаправки топливом их ЭДУ маневры КРМ содержат два перелета между орбитами КА в группировке. При этом каждый перелет имеет три этапа: (i) поворот плоскости орбиты КРМ до совмещения с плоскостью орбиты очередной цели, (ii) фазировка положения КРМ с целью на компланарных орбитах и (iii) окончательное сближение робота с мини-спутником.

Задача состоит в разработке законов наведения и управления движением КРМ с оценкой времени и затрат топлива ЭДУ при перелетах робота между мини-спутниками. Для решения задачи используются модели и методы механики управляемого космического полета [6-9], включая модели движения и встречи двух КА с учетом влияния Луны, Солнца и второй гармоники гравитационного потенциала Земли (ГПЗ).

3. Наведение и управление при изменении плоскости орбиты

В теории мгновенных импульсов скорости поступательного движения КА поворот плоскости орбиты (изменения долготы ВУ Ω) [9] основан на изменении направления трансверсальной компоненты вектора скорости \mathbf{v}_1 КРМ на 1-ой орбите (рис. 1, синий цвет) на угол $\Delta\Omega$ для получения вектора скорости \mathbf{v}_2 в плоскости 2-ой орбиты (зелёный цвет). Модуль импульса скорости $\Delta\mathbf{v} = |\Delta\mathbf{v}| \equiv |\mathbf{v}_2 - \mathbf{v}_1| = 2v_1 \sin(\Delta\Omega/2)$, когда КРМ находится на линии пересечения этих орбит в одной из двух точек апекса: \mathbf{a}_n в северном либо \mathbf{a}_s в южном полушариях небесной сферы – точек, наиболее удалённых от земного экватора, см. точки красной линии пересечения плоскостей орбит на рис. 1.

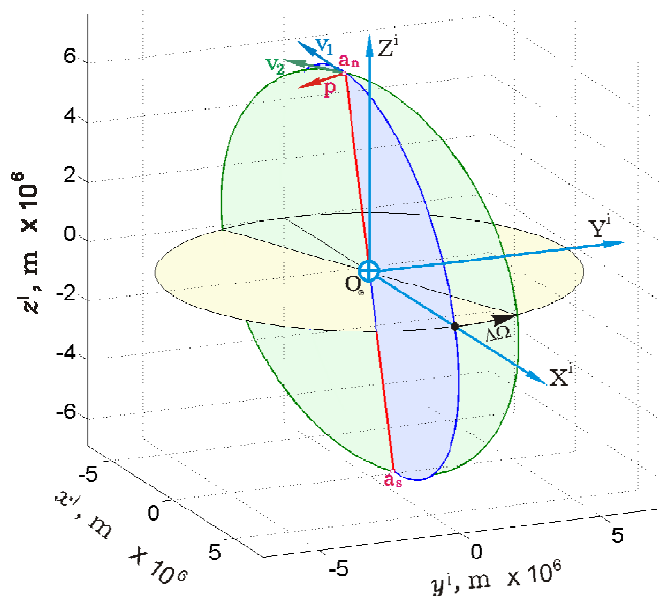


Рис. 1. Схема изменения долготы ВУ орбиты

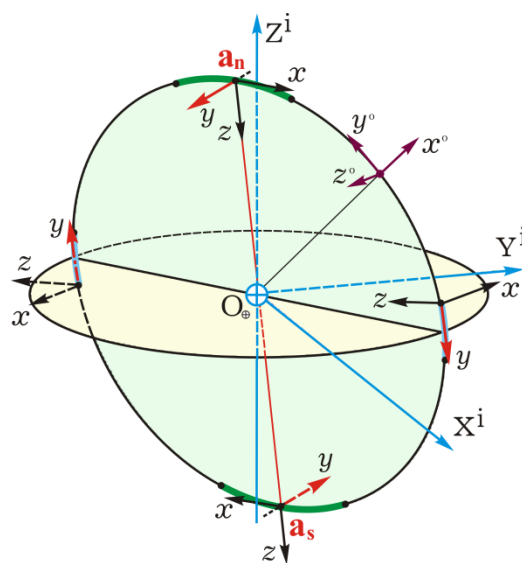


Рис. 2. Схема управление КРМ при перелете

В применяемой постановке задачи используется ЭДУ малой тяги, когда требуемый импульс скорости не может быть реализован за время, при котором ориентацию КРМ можно считать постоянной, и возникает задача определения *переменного направления* вектора тяги ЭРД, реализующего маневр перехода КРМ в заданную плоскость орбиты.

Вектор импульса скорости $\Delta\mathbf{v}$ принадлежит касательной плоскости к этим двум орбитам и перпендикулярен линии пересечения этих плоскостей. При $\Delta\Omega \rightarrow 0$ это условие сохраняется и положение такой линии стремится к вектору \mathbf{r} положения КРМ с ортом $\mathbf{r}^0 = \{r_i^0\}$ в точке апекса. Изменению долготы ВУ соответствует в ИСК поворот орбиты вокруг оси вращения Земли с ортом $\mathbf{i}_3 = \{0,0,1\}$. Точки двух апексов орбит

КРМ расположены на окружностях в плоскостях, параллельных плоскости экватора, а орт \mathbf{p} вектора управляющего ускорения всегда направлен от оси $O_{\oplus} Z^i$ ИСК (рис. 2) и принадлежит плоскости $Q(\mathbf{r}^o, \mathbf{i}_3)$. Следовательно, орт \mathbf{p} вектора тяги ЭДУ робота в ИСК должен формироваться как $\mathbf{p} = \mathbf{b}/|\mathbf{b}|$, где $\mathbf{b} \equiv (\mathbf{i}_3 \times \mathbf{r}^o) \times \mathbf{r}^o$. В результате получается закон углового наведения вектора тяги плазменной ЭДУ робота в виде $\mathbf{P}^e = P^m \mathbf{p} \text{ sign } r_3^o$, где P^m представляет номинальное значение тяги.

Эффективность изменения долготы ВУ с помощью ЭДУ уменьшается когда КРМ отдален от апексов, поэтому применять такой закон наведения рационально вблизи этих точек, время прохождения которых определяется прогнозом перемещения робота. На каждом витке орбиты прогноз выполняется по измеренным координатам КРМ и определяются моменты времени t_n и t_s прохода северного и южного апексов, а также интервалы времени включения ЭДУ $\forall t \in [t_j - T_d, t_j + T_d]$, $j = n, s$ с половинным значением T_d в полной длительности $S_d = 2T_d$ включения ЭДУ. Угловое наведение КРМ в ИСК определяется ортогональной матрицей ориентации $\mathbf{A}_1^b = \{\mathbf{a}_i^t\}$ при столбцах $\mathbf{a}_1 = \mathbf{r}^o \times \mathbf{p}$, $\mathbf{a}_2 = \mathbf{p}$ и $\mathbf{a}_3 = \mathbf{a}_1 \times \mathbf{p}$. На каждом витке орбиты выполняется два разворота КРМ на угол ≈ 180 град с аналитически назначенными краевыми условиями для корректных переходов КРМ вблизи апексов в моменты времени t_n и t_s .

4. Наведение и управление КРМ при фазировке и сближении

Фазировка КА выполняется за счет изменения средней орбитальной скорости КРМ. В импульсной теории решение достигается за счет импульсов вектора скорости $\Delta \mathbf{v}$ в перигее орбиты КРМ и, через один виток переходной орбиты, формирования обратного импульса $-\Delta \mathbf{v}$ для возврата КРМ на исходную орбиту [9]. При этом указанные импульсы формируются в соответствующих направлениях орта трансверсали \mathbf{t}^o ССО. Малость тяги ЭДУ учитывается естественным образом при расчетах фазирующей траектории с центрированием времени включения ЭДУ относительно момента t_{π} . Расчет траектории встречи КРМ выполняется в процессе синтеза закона наведения КРМ с разгонным и тормозным импульсами скорости КРМ. Здесь применяются переходные матрицы уравнений Клохесси-Уилтшира с распределением по времени импульсов скорости, создаваемых ЭДУ, и прогноз влияния возмущений [10, 11].

5. Результаты компьютерной имитации

Выполнена компьютерная имитация перелетов КРМ между тремя смежными орбитами мини-спутников группировки на солнечно-синхронных орбитах, разнесенных по долготе ВУ на угол $\Delta\Omega = 0,84$ град при учете возмущений от Луны, Солнца и второй гармоники ГПЗ. Все параметры этой группировки соответствуют площадной съемке акватории Мраморного моря и окрестностей Стамбула, см. детали в [4], при модели КРМ с массой 1500 кг и тензором инерции $\mathbf{J} = \text{diag}(1600, 1200, 1800)$ кгм², ЭДУ с тягой $P^m = 6$ Н при скорости истечения рабочего тела 17363,7 м/с, СГК при КМ гиродинов $h_g = 30$ Нмс и цифровом управлении с периодом $T_u = 0,25$ с. Результаты представлены на рис. 3-6, где модули выделены черным цветом, детали в [10, 11].

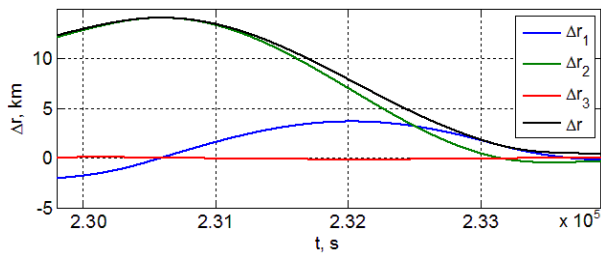


Рис. 3. Вектор дальности КРМ от цели на первом этапе сближения

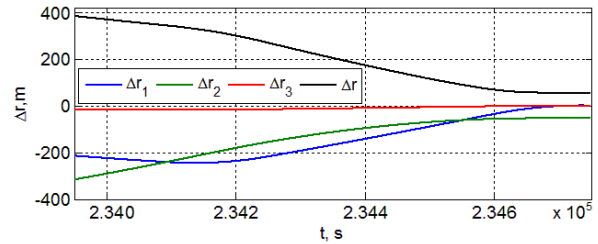


Рис. 5. Вектор дальности КРМ от цели на втором этапе сближения

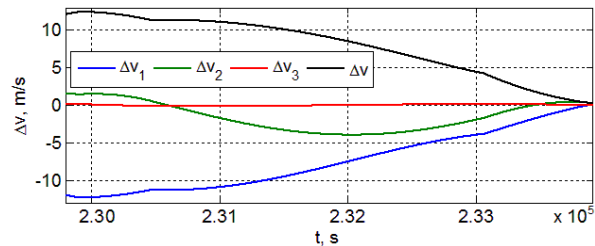


Рис. 4. Вектор разности скоростей КРМ и цели на первом этапе сближения

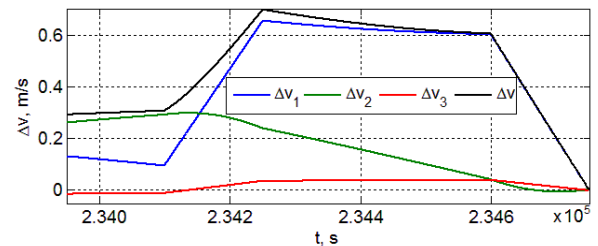


Рис. 6. Вектор разности скоростей КРМ и цели на втором этапе сближения

6. Заключение

Представлены алгоритмы наведения и управления движением космического робота при перелетах между мини-спутниками в низкоорбитальной группировке землеобзора и результаты компьютерной имитации, демонстрирующие эффективность алгоритмов с общими затратами топлива 30,22 кг и длительностью двух перелетов 5,32 суток.

Список литературы

1. Crisp N., Roberts P., Romano F. et al. System modelling of very low earth orbit satellites for Earth observation // Acta Astronaut. 2021. Vol. 187. P. 475-491.
2. Rodriguez-Donaire S., Sureda M. et al. Earth observation technologies: low-end-market disruptive innovation // Satellites Missions and Technologies for Geosciences. IntechOpen. 2020. Ch. 7. P. 1-15.
3. Lappas V., Kostopoulos V. A survey on small satellite technologies and space missions for geodetic applications // Satellites Missions and Technologies for Geosciences. IntechOpen. 2020. Ch. 8. P. 1-22.
4. Сомов Е.И., Бутырин С.А., Сомов С.Е., Сомова Т.Е. Согласованное наведение и управление мини-спутниками в низкоорбитальных группировках космического землеобзора // Известия Самарского научного центра РАН. 2023. Т. 25, № 2. С. 88-96.
5. Somov Ye., Butyrin S., Somov S., Somova T. Attitude and orbit control of a space robot at launching, rendezvous and checking the geostationary satellite state // Mathematics in Engineering, Science and Aerospace. 2022. Vol. 13, No. 1. P. 11-24.
6. Эльясберг П.Е. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. М.: Наука, 1965. 540 с.
7. Battin R. An Introduction to the Mathematics and Methods of Astrodynamics / 2nd ed. New York: AIAA Education Series. 1999, 796 p.
8. Vallado D. Fundamentals of Astrodynamics and Applications. Hawthorne: Microcosm Press, 2013. 1135 p.
9. Curtis H. Orbital Mechanics for Engineering Students. Butterworth-Heinemann: Elsevier. 2020. 946 p.
10. Somov Ye., Butyrin S., Somov S. Control of a space robot approaching mini-satellites in low-orbit Earth survey constellation // Proc. 2023 30th St. Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems. 2023. P. 1-4.
11. Сомов Е.И., Бутырин С.А., Сомов С.Е., Сомова Т.Е. Наведение и управление космическим роботом при перелетах в группировке мини-спутников землеобзора // Известия Самарского научного центра РАН. 2023. Т. 25, № 6. В печати.