

5. Andrew S. Rivkin, Barbara A. Cohen, Olivier Barnouin et al, The multi-asteroid encounter tour with imaging and spectroscopy (mantis), <https://www.hou.usra.edu/meetings/asteroidscience2019/pdf/2025.pdf>

УДК 629.78: 681.51

Е.И. Сомов^{1,2}, С.А. Бутырин^{1,2}, Т.Е. Сомова², С.Е. Сомов^{1,2}

НАВЕДЕНИЕ И УПРАВЛЕНИЕ КОСМИЧЕСКИМ РОБОТОМ ПРИ ПЕРЕЛЁТАХ МЕЖДУ МИНИ-СПУТНИКАМИ В НИЗКООРБИТАЛЬНОЙ ГРУППИРОВКЕ ЗЕМЛЕОБЗОРА

*¹ Самарский федеральный исследовательский центр
Российской академии наук, Самара*

² Самарский государственный технический университет, Самара

Введение

В современном развитии космических систем ДЗЗ проявляется переход от крупногабаритных космических аппаратов (КА) к группировкам оптико-электронных (SkySat) и радиолокационных (Capella-36) мини-спутников с распределённой синтезируемой апертурой при обеспечении потребного временного интервала повторяемости землеобзора с низких орбит [1 – 4]. При сроке службы до 5 лет такие спутники имеют массу до 500 кг и крупногабаритные панели солнечных батарей для энергоснабжения бортовой аппаратуры, включая систему управления движением (СУД) с электрореактивными двигательными установками (ЭДУ) и силовым гироскопическим кластером (СГК) на основе гиродинов (ГД). Измерение координат движения КА выполняется БИНС с коррекцией сигналами навигационных спутников и кластера астрономических датчиков (КАД).

Полётная дозаправка ЭДУ топливом экономически невыгодна для «дешевых» микро-спутников массой до 100 кг, но для мини-спутников, оснащенных «дорогой» бортовой аппаратурой (теле-

скоп\АФАР, БИНС, КАД, СГК, ЭДУ и др.), необходимо изучить аспекты продления срока их службы до 20 лет при наличии дозаправки ЭДУ топливом с помощью космических роботов-манипуляторов (КРМ). Для орбитальной группировки миниспутников землеобзора на низких солнечно-синхронных орбитах (ССО), по три КА в окрестности каждой базовой орбитальной плоскости [4], актуальны задачи управления КРМ при его перелёте между миниспутниками. В развитие [5] статья представляет результаты исследования таких маневров КРМ в окрестности одной базовой орбитальной плоскости.

Математические модели и постановка задачи

Применяются стандартные 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 \mathbf{O} с ортами радиали \mathbf{r}° , трансверсали $\mathbf{\tau}^{\circ}$ и бинормали \mathbf{n}°) и связанная с корпусом КРМ (ССК $Oxuz$, базис \mathbf{B}) системы координат с началом в его центре масс \mathbf{O} .

При обозначениях $\{\times\} = col(\times)$, $[\times] = line(\times)$, $(\cdot)^t$, $[\cdot \times]$, $\langle \cdot; \cdot \rangle$ и \circ, \sim для векторов, матриц и кватернионов в столбце $\mathbf{r} = \{\Omega, i, \omega_{\pi}, p, e, \nu\}$ расположения КА на орбите применяются оскулирующие элементы – долгота восходящего узла (ВУ) Ω , наклонение i , аргумент перигея ω_{π} , фокальный параметр p , эксцентриситет e и истинная аномалия $\nu(t)$, связанная с аргументом орбитальной широты $u(t)$.

Вектор тяги \mathbf{P}^e плазменной ЭДУ направлен вдоль оси Oy ССК, используются векторы угловой скорости $\mathbf{\omega}$ и ускорения $\mathbf{\varepsilon} = \dot{\mathbf{\omega}}$ корпуса КРМ, как твёрдого тела с массой m и тензором инерции \mathbf{J} . При векторах положения \mathbf{r} и скорости \mathbf{v} модель пространственного движения КРМ в ИСК имеет вид

$$r' + \omega \times r = v; \quad m(v' + \omega \times v) = P^e + F^d; \quad \dot{\Lambda} = \Lambda \circ \omega / 2; \quad J\dot{\omega} + \omega \times G = M^g + M^d. \quad (1)$$

Здесь вектор $\mathbf{G} = \mathbf{J}\boldsymbol{\omega} + \mathbf{H}$, где \mathbf{H} – вектор кинетического момента (КМ) СГК, вектор его управляющего момента $\mathbf{M}^g = -\mathbf{H}'$, векторы \mathbf{F}^d и \mathbf{M}^d представляют внешние возмущающие силы и моменты, а $(\cdot)'$ – символ локальной производной по времени. При законе углового наведения $\Lambda^p(t)$, $\boldsymbol{\omega}^p(t)$, $\boldsymbol{\varepsilon}^p(t)$ погрешность ориентации КРМ определяется кватернионом $\mathbf{E} \equiv (e_0, \mathbf{e}) = \tilde{\Lambda}^p \circ \Lambda$, где $\mathbf{e} = \{e_i\}$, матрицей ошибки ориентации $\mathbf{C}^e = \mathbf{I}_3 - 2[\mathbf{e}\times]\mathbf{Q}_e^t$, где $\mathbf{Q}_e = \mathbf{I}_3 e_0 + [\mathbf{e}\times]$, вектором МПР $\boldsymbol{\sigma}^e = \mathbf{e}^e \tan(\Phi^e/4)$ с ортом Эйлера \mathbf{e}^e и углом Φ^e , а также вектором угловой погрешности $\delta\boldsymbol{\phi} = \{\delta\phi_i\} = \{4\boldsymbol{\sigma}_i^e\}$. Вектор ошибки по угловой скорости КРМ определяется соотношением $\delta\boldsymbol{\omega} = \boldsymbol{\omega} - \mathbf{C}^e \boldsymbol{\omega}^p(t)$.

В СУД робота применяется СГК по схеме 2-SPE с четырьмя гиродинами. Вектор КМ p -го ГД $\mathbf{h}_p(\beta_p) = h_g \mathbf{h}_p(\beta_p)$ имеет орт \mathbf{h}_p и КМ \mathbf{h}_g , одинаковый для всех ГД. При таких обозначениях вектор $\mathbf{h}(\boldsymbol{\beta})$ нормированного КМ кластера ГД представляется в виде $\mathbf{h}(\boldsymbol{\beta}) = \sum \mathbf{h}_p(\beta_p)$, где столбец $\boldsymbol{\beta} = \{\beta_p\}$, $p = 1 \div 4$, а вектор его управляющего момента формируется в виде $\mathbf{M}^g = -\mathbf{H}' = -h_g \mathbf{A}_h(\boldsymbol{\beta}) \mathbf{u}^g$, $\dot{\boldsymbol{\beta}} = \mathbf{u}^g$ с матрицей Якоби $\mathbf{A}_h(\boldsymbol{\beta}) = \partial \mathbf{h}(\boldsymbol{\beta}) / \partial \boldsymbol{\beta}$.

При дискретной фильтрации вектора рассогласования $\boldsymbol{\epsilon} = -\delta\boldsymbol{\phi}$ получают значения вектора $\boldsymbol{\epsilon}_k^f$ в моменты времени t_k , $k \in N_0 \equiv [0, 1, 2, \dots]$ с периодом T_u , которые применяются в рекуррентном дискретном законе управления кластером гиродинов.

$$\mathbf{g}_{k+1} = \mathbf{B} \mathbf{g}_k + \mathbf{C} \boldsymbol{\epsilon}_k^f; \quad \tilde{\mathbf{m}}_k = \mathbf{K}(\mathbf{g}_k + \mathbf{P} \boldsymbol{\epsilon}_k^f);$$

$$\mathbf{M}_k^g = \boldsymbol{\omega}_k \times \mathbf{G}_k + \mathbf{J}(\mathbf{C}_k^e \boldsymbol{\epsilon}_k^p + [\mathbf{C}_k^e \boldsymbol{\omega}_k^p \times] \boldsymbol{\omega}_k + \tilde{\mathbf{m}}_k) \quad (2)$$

Здесь вектор $\mathbf{G}_k = \mathbf{J}\boldsymbol{\omega}_k + \mathbf{H}_k$ и для исключения избыточности кластера ГД вектор его управляющего момента \mathbf{M}_k^g формируется с явным распределением вектора КМ \mathbf{H}_k между гиродинами и далее «пересчитывается» в вектор \mathbf{u}_k^g цифровых команд для их угловых скоростей.

При сближении КРМ последовательно с тремя мини-спутниками (целями) в окрестности базовой плоскости для пополнения топливом их ЭДУ робот совершает два перелёта между орбитами этих КА в группировке. Каждый перелёт содержит 3 этапа: (i) поворот плоскости орбиты КРМ до её совмещения с плоскостью орбиты цели, (ii) фазировка положения КРМ с очередным мини-спутником на компланарных орбитах и (iii) завершающее сближение КРМ с целью.

Задача состоит в разработке законов наведения и управления КРМ с оценкой времени и затрат рабочего тела ЭДУ на каждом этапе перелета между мини-спутниками. Для её решения используются известные методы механики управляемого космического полета [6–10], включая модель движения и встречи двух КА в гравитационном поле (уравнения Клохесси-Уилтшира [11]) и дальнейшее развитие этой модели с явным учётом 2-ой гармоники гравитационного геопотенциала – уравнения Швайгарта-Седвика [12].

1. Наведение и управление КРМ при повороте плоскости орбиты

В теории мгновенных импульсов скорости поступательного движения КА решение задачи поворота плоскости орбиты [10] основано на изменении направления трансверсальной компоненты вектора скорости \mathbf{v}_1 КРМ в плоскости первой орбиты (рис. 1.a,

синий цвет) на угол $\Delta\Omega$ для получения вектора скорости \mathbf{v}_2 в плоскости второй орбиты, см. рис. 1 а, зелёный цвет.

Когда КРМ находится на линии пересечения этих орбит в одной из двух точек апекса – наиболее удалённых от земного экватора точках \mathbf{a}_n в северном либо \mathbf{a}_s в южном полушариях небесной сферы (см. рис. 1а), модуль требуемого импульса скорости $\Delta v = |\Delta \mathbf{v}| = |\mathbf{v}_2 - \mathbf{v}_1|$ вычисляется по соотношению $\Delta v = 2v_1 \sin(\Delta\Omega / 2)$, где $v_1 = |\mathbf{v}_1|$. При малой тяге ЭДУ требуемый импульс скорости не может быть реализован на малом интервале времени, при котором ориентацию КА можно считать постоянной. Поэтому возникает важная задача определения *переменного* направления вектора тяги ЭДУ, при котором реализуется требуемый маневр перевода КРМ в заданную плоскость орбиты.

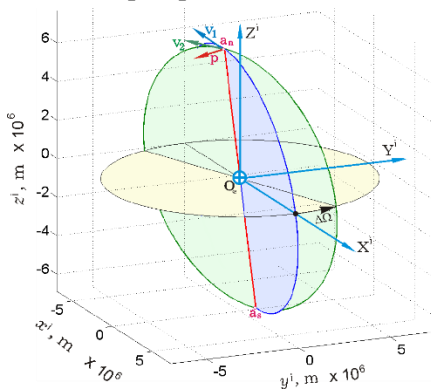


Рис. 1 а. Схема изменения долготы ВУ орбиты

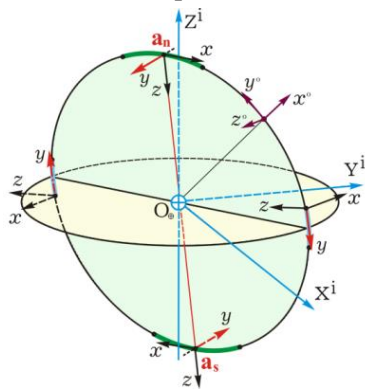


Рис. 1 б. Схема управления движением КРМ при орбитальном перелёте

Вектор импульса скорости $\Delta \mathbf{V}$ принадлежит плоскости, касательной к обеим орбитам и, следовательно, этот вектор перпендикулярен линии пересечения плоскостей этих орбит. Данное условие сохраняется при $\Delta\Omega \rightarrow 0$ и положение линии пересечения плоско-

стей стремится к вектору \mathbf{r} положения КРМ с ортом радиали $\mathbf{r}^\circ = \{r_1^\circ, r_2^\circ, r_3^\circ\}$ в точке соответствующего апекса.

Изменение долготы восходящего узла (ДВУ) орбиты КРМ представляется в ИСК её поворотом вокруг оси вращения Земли с ортом $\mathbf{i}_3 = \{0, 0, 1\}$. Все точки апексов орбит КРМ располагаются на окружностях в плоскостях, параллельных плоскости экватора, а орт \mathbf{p} управляющего ускорения вдоль оси Оу ССК робота всегда направлен от оси $O_{\oplus}Z^i$ ИСК (рис. 1 *b*) и принадлежит плоскости $Q(\mathbf{r}^\circ, \mathbf{i}_3)$. Следовательно, орт \mathbf{p} вектора тяги ЭДУ робота в ИСК должен формироваться по соотношению $\mathbf{p} = \mathbf{b}/b$, где вектор $\mathbf{b} \equiv (\mathbf{i}_3 \times \mathbf{r}^\circ) \times \mathbf{r}^\circ$ и $b = |\mathbf{b}|$. В результате получается закон углового наведения вектора тяги плазменной ЭДУ $\mathbf{P}^\circ = P^m \mathbf{p} \text{sign } r_3^\circ$ где параметр P^m представляет номинальное значение тяги. При таком законе наведения вектора тяги ЭДУ эффективность перемещения ДВУ уменьшается при отдалении КРМ от соответствующей точки апекса. Поэтому применять этот закон рационально только вблизи апексов, временные интервалы прохождения которых определяются прогнозом орбитального перемещения КРМ.

Прогноз выполняется на каждом витке орбиты робота на основе аналитических соотношений при использовании измерений положения и скорости робота. Здесь определяются моменты времени t_n и t_s прохождения северного (индекс n) и южного (индекс s) 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. Такие интервалы отображаются участками орбиты КРМ, выделенными зелёным цветом на рис. 1 *b*. Угловое наведение КРМ в ИСК определяется ортогональной матрицей ориентации $\mathbf{A}_i^b = \{\mathbf{a}_i^t\}$ при столбцах $\mathbf{a}_i = \mathbf{r}^\circ \times \mathbf{p}$,

$\mathbf{a}_2 = \mathbf{p}$ и $\mathbf{a}_3 = \mathbf{a}_1 \times \mathbf{p}$, кватернионом Λ и вектором σ МПР. На каждом витке орбиты в окрестности её восходящего и нисходящего узлов выполняется два разворота КРМ на угол ≈ 180 град (см. рис. 1 *b*, где такие участки орбиты выделены голубым цветом) с аналитическим назначением краевых условий для корректного перехода КРМ через точки апексов при работающей ЭДУ.

Наведение и управление КРМ при фазировке и сближении

Фазировка выполняется при сближении двух КА, движущихся на близких компланарных орбитах, за счёт изменения средней угловой орбитальной скорости одного из них, в данном случае скорости космического робота. В теории мгновенных импульсов скорости фазировка достигается за счёт создания импульса вектора скорости $\Delta \mathbf{V}$ в перигее орбиты КРМ для изменения его средней орбитальной скорости и, через один виток фазирующей орбиты, создания обратного импульса $-\Delta \mathbf{V}$ для возврата КРМ на исходную орбиту [10], причём такие импульсы формируются в соответствующих направлениях орта трансверсали τ° орбиты. Малое значение тяги ЭДУ учитывается при расчёте фазирующей траектории с центрированием моментов времени включения / выключения ЭДУ относительно момента времени t_π прохождения перигея π орбиты КРМ.

Решение задачи сближения КРМ с точкой «прицеливания» на заданном расстоянии от обслуживаемого мини-спутника начинается с синтеза закона наведения КРМ в поступательном движении. Основными являются параметры разгонного и тормозного мгновенных импульсов скорости КРМ, а также длительность такого манёвра робота при наличии ограничений. Здесь применяются известные переходные матрицы уравнений Клохесси-Уилтшира и их модификации с учётом особенностей распределения по времени требуемых

импульсов скорости, формируемых плазменной ЭДУ малой тяги, и бортового прогноза влияния возмущений по доступным измерениям.

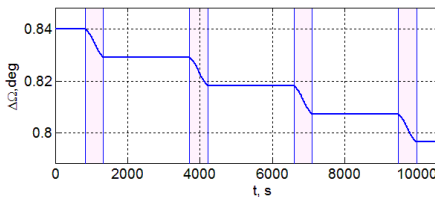


Рис. 2. Изменение ДВУ орбиты КРМ

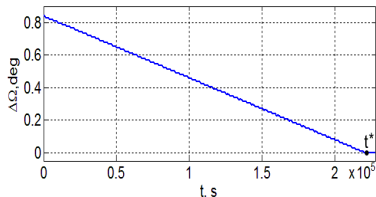


Рис. 3. Разность ДВУ орбит КА#1 и КРМ

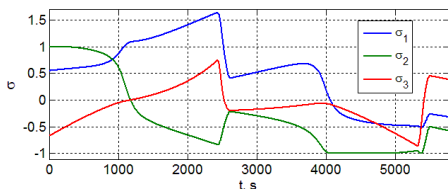


Рис. 4. Вектор МПР при разворотах КРМ

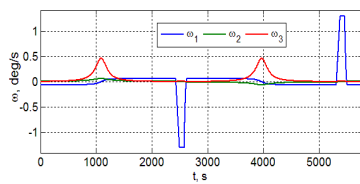


Рис. 5. Вектор скорости при разворотах КРМ

Результаты компьютерной имитации

Компьютерная имитация выполнена для перелётов КРМ между смежными орбитами мини-спутников в группировке трёх КА на ССО, разнесённых по ДВУ на угол $\Delta\Omega = 0,84$ град. Параметры этой группировки соответствуют площадной съёмке акватории Мраморного моря и окрестностей Стамбула, см. детали в [4]. Здесь использованы модели (1) и (2) движения КРМ с массой 1500 кг и тензором инерции $\mathbf{J} = \text{diag}(1600, 1200, 1800)$ кгм² с учётом гравитационных возмущений от Луны, Солнца и 2-ой гармоники геопотенциала при работе ЭДУ с тягой $P^m = 6$ Н. Имитация поворотных манёвров КРМ выполнена при использовании СГК с КМ каждого ГД $h_g = 30$ Нмс и цифровом управлении с периодом $T_u = 0,25$ с.

Рис. 2 представляет изменение ДВУ $\Delta\Omega$ орбиты КРМ на её первых двух витках при включениях ЭДУ в окрестности каждого

апекса, которые выделены розовым цветом. Изменение разности долготы ВУ орбиты КРМ $\Delta\Omega(t)$ демонстрируется на рис. 3, где перелёт между орбитами КА#1 и КА#2 завершается в момент времени $t^* = 220200$ с (длительность $T_m = 2,55$ суток) при расходе рабочего тела 13,26 кг. На рис. 4 и 5 представлены программные изменения векторов МПР σ и угловой скорости ω при двух разворотах КРМ на первом витке орбиты. Вектор цифровых командных скоростей ГД при таких разворотах приведён на рис. 6. Результаты имитации фазировки КРМ при его сближении с КА#1 в плоскости орбиты представлены изменением разности орбитальной широты на рис. 7.

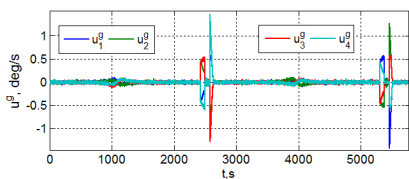


Рис.6. Вектор цифрового управления ГД на первом витке орбиты

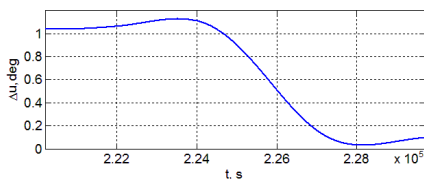


Рис.7. Разность орбитальной широты КА#1 и космического робота

Возмущения, ошибки прогноза и погрешности ориентации КРМ при обработке заданного импульса скорости с его "распределением" на интервале времени, пропорциональном тяге ЭДУ, не позволяют выполнить фазировку с высокой точностью. Здесь необходимы дополнительные этапы сближения с целью, детально представленные на рис.8 – 11, где модули векторов отмечены черным цветом.

На рис. 12 приведена общая картина изменения модулей векторов дальности и разности скоростей КРМ и цели на завершающих этапах такого маневрирования КРМ. Здесь три синие пунктирные вертикальные линии разделяют:

- (i) левая линия – первый этап сближения от фазировки, дальность до 500 м;

(ii) средняя линия – 2-ой этап сближения от первого этапа, дальность до 50 м;

(iii) правая линия – стабилизацию дальности робота от цели на значении 50 м.

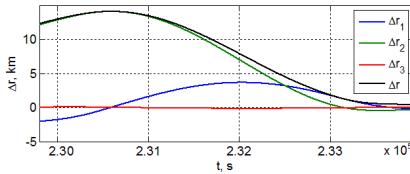


Рис. 8. Дальность КРМ до цели на первом этапе сближения

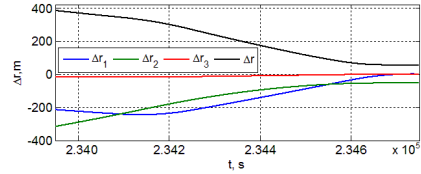


Рис. 10. Дальность КРМ до цели на втором этапе сближения

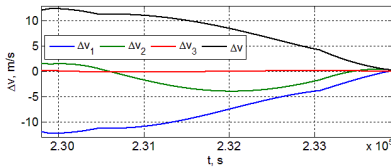


Рис. 9. Разности скоростей КРМ и цели на первом этапе сближения

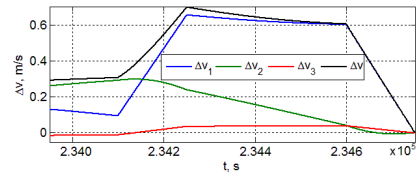


Рис. 11. Разность скоростей КРМ и цели на втором этапе сближения

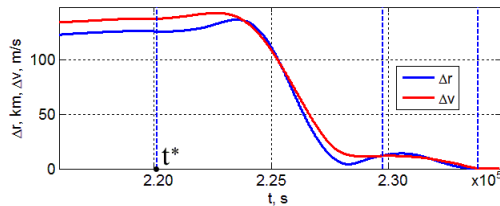


Рис. 12. Дальность и разность скоростей КРМ и цели

Заключение

Кратко описаны разработанные алгоритмы наведения и управления движением космического робота при его перелётах между мини-спутниками на низких солнечно-синхронных орбитах в группировке землеобзора и представлены результаты компьютерной имитации. Получены оценки продолжительности перелётов робота

и расхода топлива электрореактивной двигательной установки. Наиболее важными новыми результатами являются цифровые алгоритмы наведения и управления космическим роботом при изменении долготы восходящего узла его орбитальной плоскости.

Библиографический список

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., Garcia-Alminana D. 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. Сомов Е.И., Бутырин С.А., Сомова Т.Е., Сомов С.Е. Управление космическим роботом при сближении с мини-спутниками в группировке землеобзора // *Управление движением и навигация летательных аппаратов: Сб. трудов XXVI всероссийского семинара.* Самара: Самарский университет. 2023. С. 58-70.

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.* 4th ed. Hawthorne: Microcosm Press. 2013. 1135 p.

9. Баранов А.А. Маневрирование космических аппаратов в окрестности круговой орбиты. М.: Изд-во «Спутник +». 2016. 512 с.

10. Curtis H. Orbital Mechanics for Engineering Students. 4th ed. Butterworth-Heinemann: Elsevier. 2020. 946 p.

11. Clohessy W., Wiltshire R. Terminal guidance system for satellite rendezvous. J. Astronaut. Sci. 1960, vol. 27, no. 9. P. 653–678.

12. Schweighart S., Sedwick R. High-fidelity linearized J2 model for satellite formation flight. J. Guid. Control. Dyn. 2002, vol. 25, no. 6. P. 1073–1080.

УДК 629.78 : 681.51

Е.И. Сомов^{1,2}, С.А. Бутырин^{1,2}, Т.Е. Сомова², С.Е. Сомов^{1,2}

МЕТОДЫ НАВЕДЕНИЯ И УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ МИНИ-СПУТНИКОВ В НИЗКООРБИТАЛЬНЫХ ГРУППИРОВКАХ РЕГИОНАЛЬНОГО ЗЕМЛЕОБЗОРА

¹ Самарский федеральный исследовательский центр

Российской академии наук, Самара

² Самарский государственный технический университет, Самара

Введение

Актуальные проблемы наблюдения поверхности Земли малыми спутниками с низких орбит представлены в обзорных статьях [1–3], подходы к баллистическому обоснованию – в известных монографиях [4–9]. При согласованной съёмке наземных целей орбита каждого мини-спутника в группировке должны проходить через заданный восходящий узел. Здесь удобны солнечно-синхронные орбиты (ССО) [10–17] с кратностью $n_g = T_d / T_p$, где T_d – длительность