

## ШИРОТНО-ИМПУЛЬСНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ЭЛЕКТРОРЕАКТИВНЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ ПРИ КОРРЕКЦИИ ОРБИТАЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ СПУТНИКА

© 2015 С.Е. Сомов

Самарский научный центр РАН

Статья поступила в редакцию 20.10.2015

Представляется метод удержания малого спутника землеобзора на солнечно-синхронной орбите по долготе восходящего узла. Созданы алгоритмы широтно-импульсного управления КДУ с 8 электро-реактивными двигателями и приведены результаты исследования разработанных алгоритмов.

*Ключевые слова:* коррекция орбитального движения спутника, электрореактивный двигатель

*Работа поддержана РФФИ (гранты 14-08-01091, 14-08-91373) и отделением ЭММПУ РАН (программа фундаментальных исследований № 13).*

### ВВЕДЕНИЕ

Разнообразные возмущающие факторы обуславливают отличие реального траекторного движения информационного спутника (связи, геодезии, землеобзора и др.) от его расчетного движения. Если такое отличие превосходит допустимые отклонения, то возникает необходимость коррекции (исправления) характеристик орбитального движения спутника на основе результатов наземных и космических (ГЛОНАСС/GPS) измерений параметров его фактической орбиты.

При постановке задачи орбитальной коррекции с помощью традиционных реактивных двигателей большой тяги обычно принимают допущение об импульсном характере изменения вектора скорости  $\mathbf{v}(t)$  в некоторой точке движения спутника. Текущее состояние спутника на орбите определяется 6 общеизвестными параметрами кеплерова орбитального движения либо 6 фазовыми координатами – 3 компонентами вектора положения  $\mathbf{r}(t) = \{r_i(t) \ i = 1 \div 3\}$  и 3 компонентами вектора скорости  $\mathbf{v}(t) = \{v_i(t)\}$  поступательного движения спутника в околоземном пространстве. Для выполнения полной коррекции необходимо 6-ти параметрическое (по числу корректируемых параметров) управляющее воздействие. Однако в случае импульсного характера коррекции управляющими воздействиями могут быть только три компонента вектора скорости  $\mathbf{v}(t)$ . Следовательно, для исправления всех шести параметров орбитального движения спутника требуется как минимум два включения корректирующей двигательной установки (КДУ) на основе реактивных двигателей для выполнения 2 трехкомпонентных коррекций. Реализация таких

коррекций наиболее сложна и требует высокоточной ориентации оси действия тяги КДУ в системе координат, в которой вычислялось направление потребного корректирующего импульса этой тяги. Требования к точности ориентации оси действия тяги КДУ значительно ослабляются при выполнении двухкомпонентных и однокомпонентных орбитальных коррекций.

При баллистических расчетах обычно предполагается, что суммарный вектор тяги КДУ проходит через центр масс (ЦМ) спутника  $S$ , и решаются задачи оптимизации траекторного движения по существу лишь одной точки  $S$  по расходу топлива, энергетическим, временным и др. критериям. Между тем, если принять конструкцию спутника в виде твердого тела со связанной системой координат (ССК)  $Oxyz$  с началом в фиксированной точке конструкции – полюсе  $O$ , то при стандартных обозначениях модель динамики его пространственного движения в ССК имеет вид [1]

$$m \dot{\mathbf{v}}_0 - \mathbf{L} \times \dot{\boldsymbol{\omega}} - \boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{L} \times \boldsymbol{\omega}) = \mathbf{R}_0,$$

$$\mathbf{L} \times \dot{\mathbf{v}}_0 + \dot{\mathbf{K}} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{K} = \mathbf{M}_0,$$

где  $\dot{\mathbf{v}}_0 = \mathbf{v}_0^* + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{v}_0$ ,  $\mathbf{L} = m \boldsymbol{\rho}_c$  – вектор статического момента,  $\mathbf{K} = \mathbf{J} \boldsymbol{\omega}$  – вектор кинетического момента (КМ), постоянный вектор  $\boldsymbol{\rho}_c$  представляет расположение ЦМ  $S$  в ССК, а  $\mathbf{R}_0$  и  $\mathbf{M}_0$  – главные векторы внешних сил и моментов, представленные в ССК. В проектном (расчетном) варианте точки  $S$  и  $O$  совпадают, тогда вектор  $\boldsymbol{\rho}_c \equiv \mathbf{0}$ , что дает  $\mathbf{L} \equiv \mathbf{0}$ , уравнение углового движения отделяется, но в уравнении поступательного движения остается зависимость от скорости вращения ССК  $\boldsymbol{\omega}$  в инерциальной системе координат (ИСК). При совпадении точек  $S$  и  $O$  векторные уравнения поступательного и вращательного движений спутника полностью разделяются только при их представлении в ИСК

*Сергей Евгеньевич Сомов, научный сотрудник отдела «Динамика и управление движением».*  
E-mail s\_somov@mail.ru

в виде  $m \dot{\mathbf{v}}_o^1 = \mathbf{R}_o^1; \dot{\mathbf{K}}_o^1 = \mathbf{M}_o^1$ , где верхним индексом 1 отмечено, что указанные векторы определяются их проекциями на оси ИСК. В процессе орбитального полета спутника в силу ряда причин (расход топлива, изменение конфигурации навесных конструктивных элементов, например панелей солнечных батарей (СБ), и др.) вектор  $\mathbf{p}_c \neq \mathbf{0}$ , поэтому поступательное и вращательное движения спутника являются связанными.

Векторы внешних возмущающих сил и моментов, действующих на спутник, физически формируются в отношении его ЦМ С, этот факт следует учитывать при расчете главных векторов внешних возмущающих сил и моментов в полюсе О. С другой стороны, в силу технологических условий установки реактивных двигателей на корпусе космического аппарата (КА) ось действия суммарной тяги КДУ не проходит точно через полюс О и при коррекции орбитального движения спутника возникает возмущающий момент КДУ. При этом система управления ориентацией обеспечивает стабилизацию требуемого углового движения спутника и в ее электромеханических исполнительных органах (ЭМИО) с вектором КМ  $\mathbf{H}$  происходит накопление вектора суммарного КМ  $\mathbf{G} = \mathbf{K} + \mathbf{H}$  механической системы, обусловленного внешним возмущающим моментом.

Для эпизодической разгрузки ЭМИО от накопленного КМ традиционно применяется магнитный привод (МП), который создает механический момент за счет взаимодействия его электромагнитного момента с магнитным полем Земли. Однако здесь имеются общеизвестные ограничения [2,3] на доступные значения модуля и орта направления вектора механического момента МП, поэтому в [4] впервые предложено выполнять разгрузку ЭМИО при одновременном широтно-импульсном управлении как МП, так и КДУ. Одновременное создание внешних сил и моментов с помощью электрореактивных двигателей (ЭРД) является актуальной проблемой управления движением информационных спутников [5] – [9].

Некоторые вопросы оптимального удержания КА на солнечно-синхронной орбите (ССО) при стандартных способах управления шестью ЭРД были исследованы в [10]. При использовании ССО скорость прецессии плоскости этой орбиты равна средней угловой скорости годового движения Земли вокруг Солнца, при этом спутник землеобзора приблизительно в одинаковое солнечное время перемещается над фиксированной широтой земной поверхности. При решении задач космического землеобзора необходимо обеспечить [11,12] синхронность прецессии орбитальной плоскости ССО со средним движением Земли вокруг Солнца, стабильность высоты полета и местного солнечного времени на одной и той же широте, а также повторяемость прохож-

дения трассы спутника через смежные районы съемки для полного покрытия заданного района земной поверхности. В статье решается задача разработки алгоритмов широтно-импульсного управления 8 ЭРД в составе КДУ оригинальной схемы [13] при удержании малого спутника землеобзора на ССО.

### МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ

В дополнение к ИСК и ССК стандартным образом вводятся орбитальная система координат (ОСК) и геодезическая гринвичская система координат (ГСК). Ориентация ССК относительно ИСК определяется матрицей направляющих косинусов  $\mathbf{C}$ , а относительно ОСК  $Ox^o y^o z^o$  – углами крена  $\phi_1 = \gamma$ , рыскания  $\phi_2 = \psi$  и тангажа  $\phi_3 = \theta$ . Для простоты предполагается совпадение положений ЦМ С и полюса О в ССК. В процессе полета КА изменяются все шесть элементов его орбиты – долготы восходящего узла (ДВУ)  $\Omega$ , наклонения  $i$ , фокального параметра  $p$ , эксцентриситета  $e$ , углового расстояния перигея  $\omega_\pi$  и момента времени  $\tau_\pi$  его прохождения спутником. В соответствии с общеизвестными законами механики космического полета [14] – [16] значения этих элементов орбиты варьируются под воздействием гравитационного поля Земли и сопротивления ее атмосферы, гравитационных полей Солнца и Луны, сил светового давления Солнца, а также управляющих и возмущающих воздействий КДУ на основе ЭРД.

На рис. 1 представлена схема КДУ на основе восьми ЭРД [13]. Здесь орты  $\mathbf{e}_p, p = 1 \div 8$ , осей сопел 8 ЭРД имеют в ССК представления в виде столбцов

$$\mathbf{e}_1 = -\mathbf{e}_8 = \begin{bmatrix} C_\alpha C_\beta \\ C_\alpha S_\beta \\ S_\alpha \end{bmatrix}; \quad \mathbf{e}_2 = -\mathbf{e}_7 = \begin{bmatrix} C_\alpha C_\beta \\ C_\alpha S_\beta \\ -S_\alpha \end{bmatrix};$$

$$\mathbf{e}_3 = -\mathbf{e}_6 = \begin{bmatrix} C_\alpha C_\beta \\ -C_\alpha S_\beta \\ S_\alpha \end{bmatrix}; \quad \mathbf{e}_4 = -\mathbf{e}_5 = \begin{bmatrix} C_\alpha C_\beta \\ -C_\alpha S_\beta \\ -S_\alpha \end{bmatrix},$$

где  $S_x = \sin x, C_x = \cos x, x = \alpha^\circ, \beta^\circ$ .

Пусть  $\mathbf{p}_p$  является вектором точки  $O_p$  приложения вектора тяги  $p$ -го ЭРД, причем в ССК векторы  $\mathbf{p}_p, p = 1 \div 8$ , представляются столбцами

$$\mathbf{p}_1 = \begin{bmatrix} b_x \\ b_y \\ b_z \end{bmatrix}; \quad \mathbf{p}_2 = \begin{bmatrix} b_x \\ b_y \\ -b_z \end{bmatrix}; \quad \mathbf{p}_3 = \begin{bmatrix} b_x \\ -b_y \\ b_z \end{bmatrix}; \quad \mathbf{p}_4 = \begin{bmatrix} b_x \\ -b_y \\ -b_z \end{bmatrix};$$

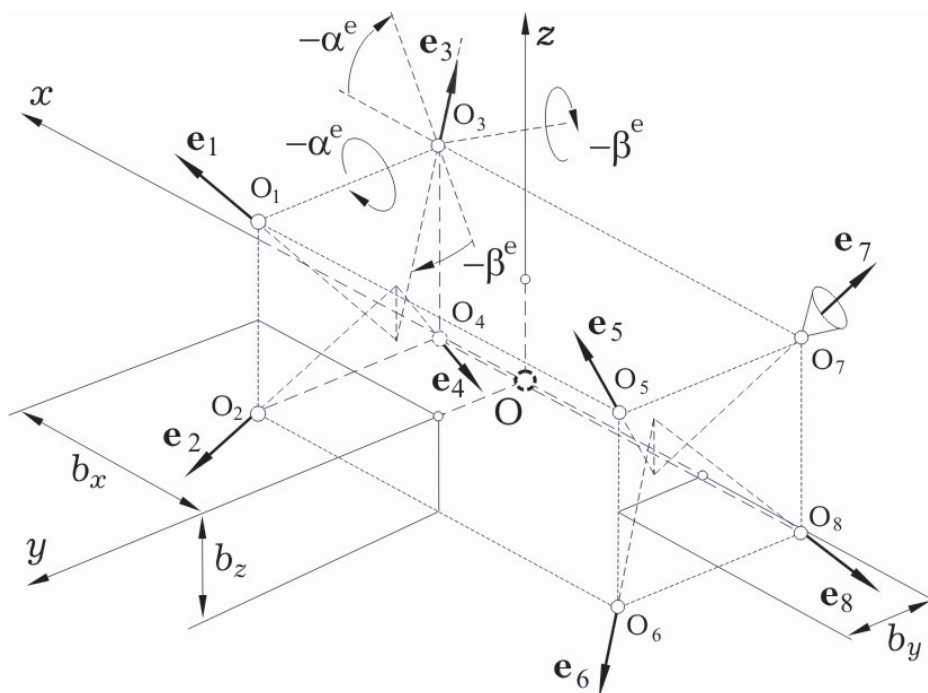


Рис. 1. Схема КДУ на основе 8 ЭРД

$$\mathbf{p}_5 = \begin{bmatrix} -b_x \\ b_y \\ b_z \end{bmatrix}; \mathbf{p}_6 = \begin{bmatrix} -b_x \\ b_y \\ -b_z \end{bmatrix}; \mathbf{p}_7 = \begin{bmatrix} -b_x \\ -b_y \\ b_z \end{bmatrix}; \mathbf{p}_8 = \begin{bmatrix} -b_x \\ -b_y \\ -b_z \end{bmatrix}.$$

Пусть также каждый ЭРД имеет широтно-импульсную модуляцию (ШИМ) тяги, что описывается нелинейными непрерывно-дискретными соотношениями

$$p_p(t) = P^m \text{PWM}(t - T_{zu}^e, t_r, \tau_m, v_{pr}) \quad \forall t \in [t_r, t_{r+1})$$

с периодом  $T_u^e$  и временным запаздыванием  $T_{zu}^e$  [17]. Здесь

$$\text{PWM}(t, t_r, \tau_m, v_{pr}) \equiv \begin{cases} \text{sign } v_{pr} & t \in [t_r, t_r + \tau_m) \\ 0 & t \in [t_r + \tau_m, t_{r+1}) \end{cases};$$

$$\tau_{pr} = \begin{cases} 0 & |v_{pr}| \leq \tau_m \\ \text{sat}(T_u^e, |v_{pr}|) & |v_{pr}| > \tau_m \end{cases},$$

$$t_r = r T_u^e, \quad t_{r+1} = t_r + T_u^e; \quad r \in \mathbb{N}_0 \equiv [0, 1, 2, 3, \dots],$$

где  $P^m$  – номинальное значение тяги, одинаковое для всех ЭРД в составе КДУ. В ССК вектор тяги  $p$ -го ЭРД вычисляется по формуле  $\mathbf{P}_p(t) = -p_p(t)\mathbf{e}_p$ , а векторы силы  $\mathbf{R}^e$  и момента  $\mathbf{M}^e$  КДУ – по соотношениям  $\mathbf{R}^e = \sum \mathbf{P}_p(t)$  и  $\mathbf{M}^e = \sum [\mathbf{p}_p \times] \mathbf{P}_p(t)$ .

### ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Рассматривается задача удержания малого спутника землеобзора на круговой ССО за счет эпизодической коррекции его траекторного движения с помощью КДУ на основе 8 ЭРД. Пусть такой спутник массой  $m = 1000$  кг движется

на высоте  $H = 600$  км по ССО с наклоном  $i = 97.8$  град. Для условной даты 22.01.2015 и времени прохождения восходящего узла 08:00:00 по Гринвичу над земной поверхностью с геодезической долготой  $L_\Omega = 90$  град (ДВУ  $\Omega = 331.36$  град) драконический период обращения спутника  $T = 5801.23$  с = 96.68 мин, что дает 14.89 витков в сутки.

Пусть КА оснащен 2 панелями СБ суммарной площади  $50 \text{ м}^2$  и нормаль к их рабочей плоскости наиболее близка к направлению на Солнце за счет регулярного одноосного вращения панелей относительно корпуса КА. Примем также, что коэффициент лобового сопротивления  $c_x = 2.5$  и при выполнении коррекции орбиты КА имеет фиксированную ориентацию в ОСК: углы крена  $\gamma = -10$  град, рыскания  $\psi = 3$  град и тангажа  $\theta = 8$  град.

Солнце находится с одной стороны плоскости ССО – угол между направлением на Солнце и плоскостью орбиты равен  $-28.11$  град, силы аэродинамического сопротивления при указанной фиксированной ориентации ССК в ОСК и вращающихся крупногабаритных панелях СБ имеют несимметричный характер. В силу такой несимметричности притяжение Солнца и давление солнечного излучения приводит к вариациям положения орбитальной плоскости ССО (наклонение  $i$  и ДВУ  $\Omega$ ), а силы аэродинамического сопротивления монотонно изменяют форму этой орбиты (фокальный параметр и эксцентриситет).

Приближенных аналитических соотношений [16], воспроизведенных в [10], недостаточно для достоверной среднесрочной (до 15 суток) оценки возмущений наклона и ДВУ ССО с учетом

влияния сил солнечного давления и сил аэродинамического сопротивления при вращающихся крупногабаритных панелях СБ. Поэтому было выполнено численное исследование влияния всех внешних возмущающих сил (без включения КДУ) для рассматриваемого малого спутника на ССО с указанными параметрами. При этом влияние гравитационного поля Земли учитывалось 8 компонентами аналитического представления его потенциальной функции. Результаты такого анализа в отношении вариаций ДВУ  $\delta\Omega$  и наклона  $\delta i$  на трёх витках полета КА представлены на рис. 2.

Для используемых данных КА и ССО наибольшее влияние оказывают сопротивление земной атмосферы, гравитация Солнца и силы солнечного давления. При этом суточное изменение радиус-вектора ССО равно 13.5 м, за 10 суток полета уменьшение высоты орбиты составит более 100 м. Удержание КА на ССО может быть достигнуто только за счет эпизодической коррекции траектории спутника, в рассматриваемом случае с помощью КДУ на основе ЭРД. В отличие от КДУ с реактивными двигателями большой тяги, здесь коррекция орбитальных параметров выполняется на длительных временных интервалах и поэтому возможно аналитическое определение корректирующих силовых воздействий при различных составах корректируемых параметров орбиты [15, раздел 11.7]. При этом в ССК определяется вектор-функция  $\mathbf{R}^p(t)$  потребного импульса (pulse) вектора корректирующей силы

$$\mathbf{R}^p(t) = \mathbf{C}(t) \int_{t_0}^t \mathbf{C}^t(\tau) \mathbf{R}^e(\tau) d\tau,$$

которая должна быть реализована КДУ на основе ЭРД. Естественно возникает вопрос: каким

же образом можно создать вектор потребного импульса корректирующей тяги  $\mathbf{R}^p(t)$  произвольного направления в ССК, если орты  $\mathbf{e}_p$  осей сопел ЭРД фиксированы в ССК и каждый ЭРД может находиться только в двух состояниях – включен (тяга  $p_p(t) = P^m$ ) либо выключен (тяга  $p_p(t) = 0$ )? Для решения этой проблемы применяется широтно-импульсная модуляция тяги всех 8 ЭРД, которая обеспечивает выполнение заданного значения вектора  $\mathbf{R}^p(t)$  в моменты времени  $t = t_r = r T_u^e$ .

Для схемы КДУ на рис. 1 орты  $\mathbf{r}_p$  векторов  $\mathbf{P}_p$  вычисляются как  $\mathbf{r}_p = \mathbf{p}_p / \rho$ , где скаляр  $\rho = (b_x^2 + b_y^2 + b_z^2)^{1/2}$  является единым модулем точек  $O_p$  приложения векторов тяги ЭРД в ССК. При обозначениях

$$\begin{aligned} \boldsymbol{\tau}_r &= \{\tau_{pr}\}; \mathbf{D}^e = \{[\mathbf{e}_p], [\mathbf{r}_p \times \mathbf{e}_p]\}; \\ \tilde{\mathbf{r}}^p &= \mathbf{R}^p / P^m; \tilde{\mathbf{m}}^p = \mathbf{M}^p / (P^m \rho); \\ \mathbf{t}^p &= \{\tilde{\mathbf{r}}^p, \tilde{\mathbf{m}}^p\}, \end{aligned}$$

где векторы  $\mathbf{R}^p$  и  $\mathbf{M}^p$  представляют импульсы векторов сил  $\mathbf{R}^e = \mathbf{R} \equiv \{R_x, R_y, R_z\}$  и моментов  $\mathbf{M}^e = \mathbf{M} \equiv \{M_x, M_y, M_z\}$  КДУ, заданные в ССК, принципиальная проблема заключается в решении векторно-матричного уравнения

$$\mathbf{D}^e \boldsymbol{\tau}_r = \mathbf{t}^p, \boldsymbol{\tau}_r \in R_+^8, \mathbf{t}^p \in R^6; \quad (1)$$

при условии

$$0 \leq \tau_{pr} \leq T_u^e \quad \forall p = 1 \div 8 \quad (2)$$

относительно компонентов вектора-столбца  $\boldsymbol{\tau}_r = \{\tau_{pr}\}$ , когда прямоугольная матрица  $\mathbf{D}^e$  и вектор-столбец  $\mathbf{t}^p \in R^6$  заданы.

Ставятся задачи синтеза алгоритма управления КДУ на основе 8 ЭРД с ШИМ тяги (1), (2)

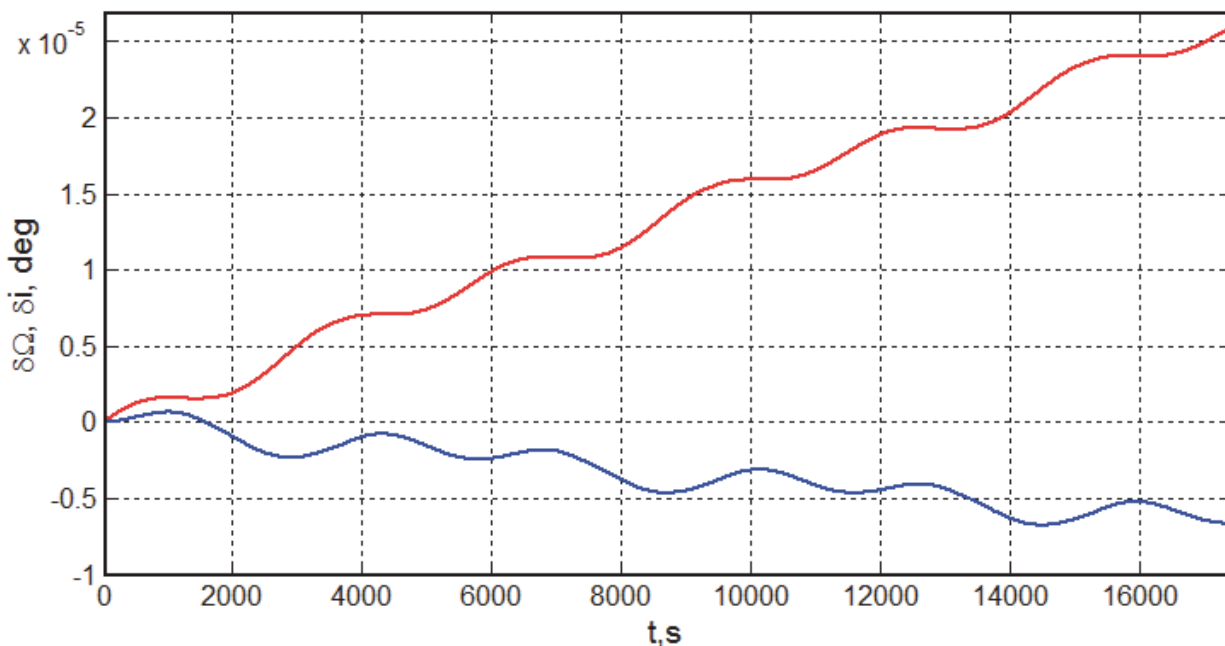


Рис. 2. Вариации долготы восходящего узла и наклона ССО на трёх витках полета

и апробации этого алгоритма при выполнении коррекции ССО в отношении ДВУ.

### АЛГОРИТМ УПРАВЛЕНИЯ КДУ

При использовании псевдообратной матрицы  $(\mathbf{D}^e)^\# \equiv (\mathbf{D}^e)^t (\mathbf{D}^e (\mathbf{D}^e)^t)^{-1}$  разработанный закон распределения длительностей  $\tau_{pr}$  тяги всех 8 ЭРД в составе КДУ на каждом полуинтервале времени  $t \in [t_r, t_{r+1})$  ШИМ управления с периодом  $T_u^e$  при указанных условиях имеет следующую простую алгоритмическую форму:

$$\begin{aligned} \tilde{\tau}_r &\equiv \{\tilde{\tau}_{pr}\} = (\mathbf{D}^e)^\# \mathbf{t}^{pg}; \quad \tilde{\tau}_{pr} =: \tilde{\tau}_{pr} - \min(\tilde{\tau}_{pr}); \\ \text{if } q &\equiv \max(\tilde{\tau}_{pr}) > T_u^e \\ \text{then } \tau_{pr} &= \tilde{\tau}_{pr} - T_u^e \tilde{\tau}_{pr} / q. \end{aligned} \quad (3)$$

Векторы тяги  $\mathbf{R}$  и момента  $\mathbf{M}$ , формируемые КДУ в ССК, определяются соотношениями  $\mathbf{R}(t) = \mathbf{P}^m \tilde{\mathbf{r}}(t)$  и  $\mathbf{M}(t) = \mathbf{P}^m \rho \tilde{\mathbf{m}}(t)$ .

### АПРОБАЦИЯ АЛГОРИТМА

Для компенсации монотонного снижения высоты орбиты из-за сопротивления земной атмосферы предлагается выполнять 2 сеанса включения КДУ при каждой орбитальной коррекции. Начало первого сеанса должно происходить в момент времени, когда высота орбиты снизится на 75 м и при таком сеансе намеренно обеспечивается увеличение высоты орбиты на 150 м, т.е. на 75 м больше номинального значения. Далее через некоторое время выполняется второй сеанс включения КДУ с таким расчетом, чтобы при завершении этого сеанса достигалась скорость поступательного движения КА по круговой орбиты с увеличенной на 75 м высотой относительно номинала. Отметим, что в предлагаемом подходе одновременно корректируются как высота, так и ДВУ ССО: снижение высоты полета КА за счёт

атмосферного торможения сопровождается смещением трассы на запад, а достижение круговой орбиты с высотой на 75 м больше номинального значения в результате 2 сеансов работы КДУ приводит к смещению ДВУ на восток. Далее происходит полет КА с атмосферным торможением и циклы коррекции регулярно повторяются.

Моделирование работы КДУ выполнено при параметрах  $b_x = 1$  м,  $b_y = 0.7$  м,  $b_z = 0.6$  м,  $\alpha^e = \pi/3$ ,  $\beta^e = \pi/6$  (см. рис. 1), номинальной тяге каждого ЭРД  $P^m = 83$  мН, периоде ШИМ управления  $T_u^e = 32$  с, запаздывании  $T_{zu}^e = 0.25$  с и минимальной длительности включения ЭРД  $\tau_m = 1$  с.

Величина приращения скорости, требуемая для изменения высоты орбиты, вычисляется по известным соотношениям [18, 19] для расчета двухимпульсного перехода между двумя круговыми компланарными орбитами. В предлагаемом варианте орбитальной коррекции при каждом из двух сеансов включений КДУ требуется создать импульс вектора силы по оси  $Ox^o$  ОСК с модулем 41 Нс. Каждый такой импульс силы обеспечивается работой КДУ в течение 11 периодов  $T_u^e$  с общей длительностью сеанса 352 с. Векторы потребного импульса тяги КДУ при завершении каждого из 2 сеансов представляются в ССК столбцами  $\mathbf{R}^p = \pm\{40.59, -5.62, 0.42\}$  Нс.

На рис. 3 и рис. 4 показаны вариации высоты  $\delta H(t)$ , ДВУ  $\delta\Omega(t)$  и наклона  $\delta i(t)$  корректируемой орбиты относительно опорной орбиты при двух сеансах работы КДУ на временных интервалах  $t \in [70, 1052]$  с и  $t \in [2900, 3252]$  с. Уменьшение высоты и смещение трассы на запад отражается значениями вариации  $\delta H(0) = -75$  м на рис. 3 и вариации  $\delta\Omega(0) = -1.1 \cdot 10^{-6}$  град на рис. 4.

На рис. 5 приведены изменения компонентов вектора импульса тяги КДУ в ССК на одном из се-

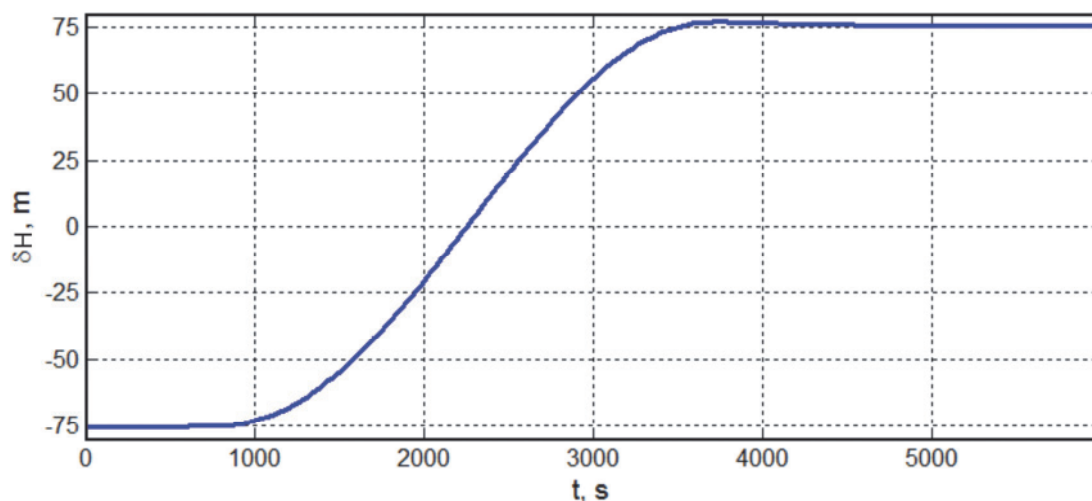


Рис. 3. Вариация высоты полета КА при коррекции орбиты

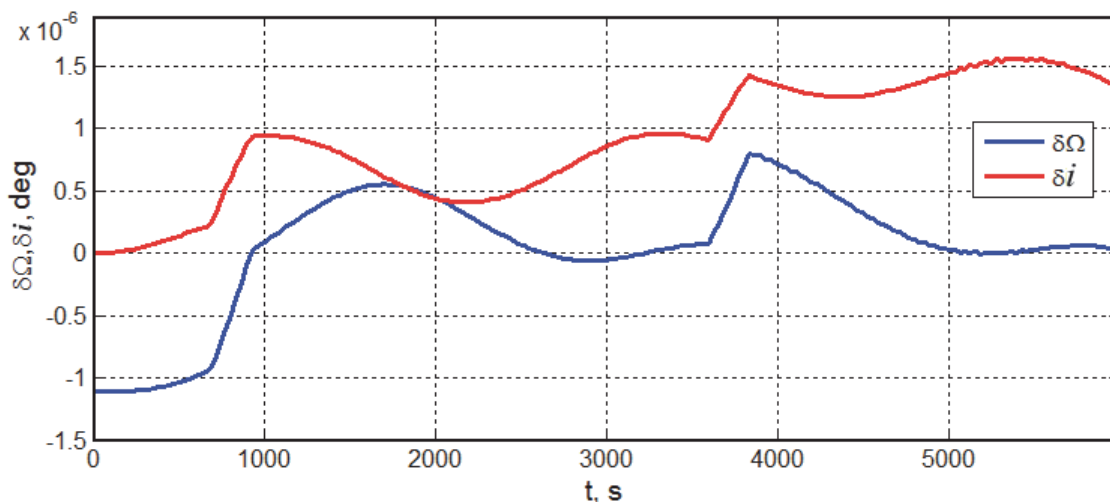


Рис. 4. Вариации ДВУ и наклона орбиты при двух сеансах работы КДУ

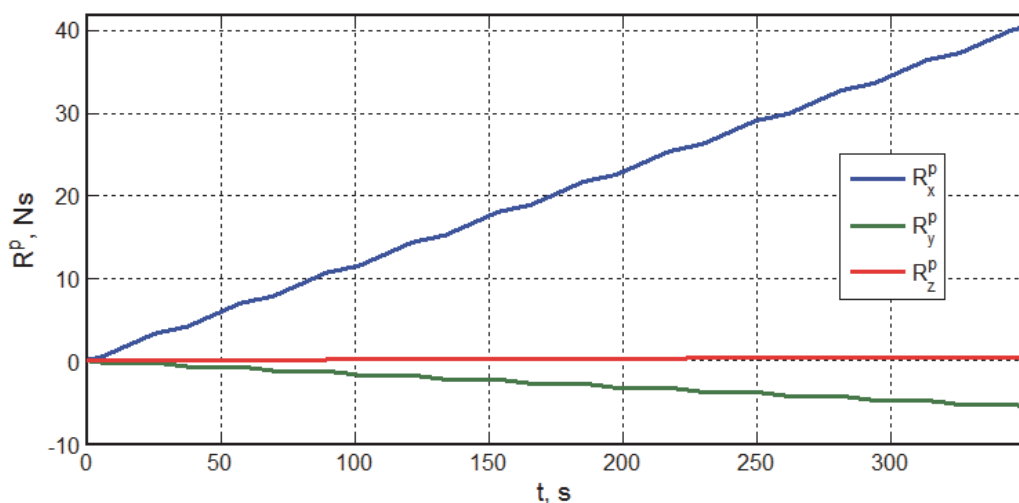


Рис. 5. Изменения компонентов вектора импульса тяги КДУ в ССК

ансов коррекции при отсчете времени от начала сеанса. Рис. 6 и рис. 7 представляют временные диаграммы изменения компонентов суммарного вектора тяги КДУ в ССК и диаграммы ШИМ тяги всех восьми ЭРД в составе КДУ при выполнении этого сеанса орбитальной коррекции.

В итоге проведенных расчетов получен следующий результат: для удержания малого спутника землеобзора на ССО высотой 600 км по долготе восходящего узла достаточно с периодичностью 11 суток выполнять коррекцию орбиты по высоте с удержанием ее в «коридоре»  $\pm 75$  м относительно

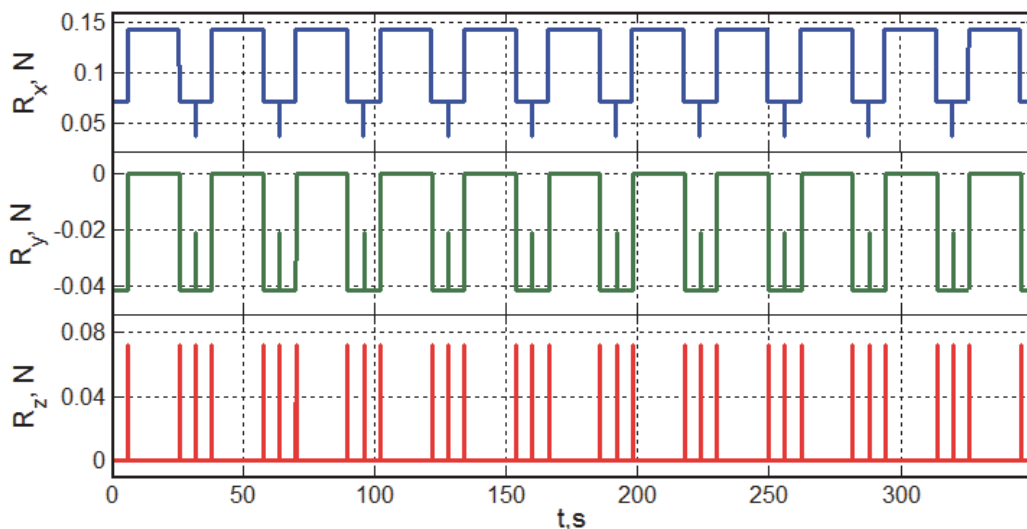


Рис. 6. Временные диаграммы ШИМ компонентов вектора тяги КДУ в ССК

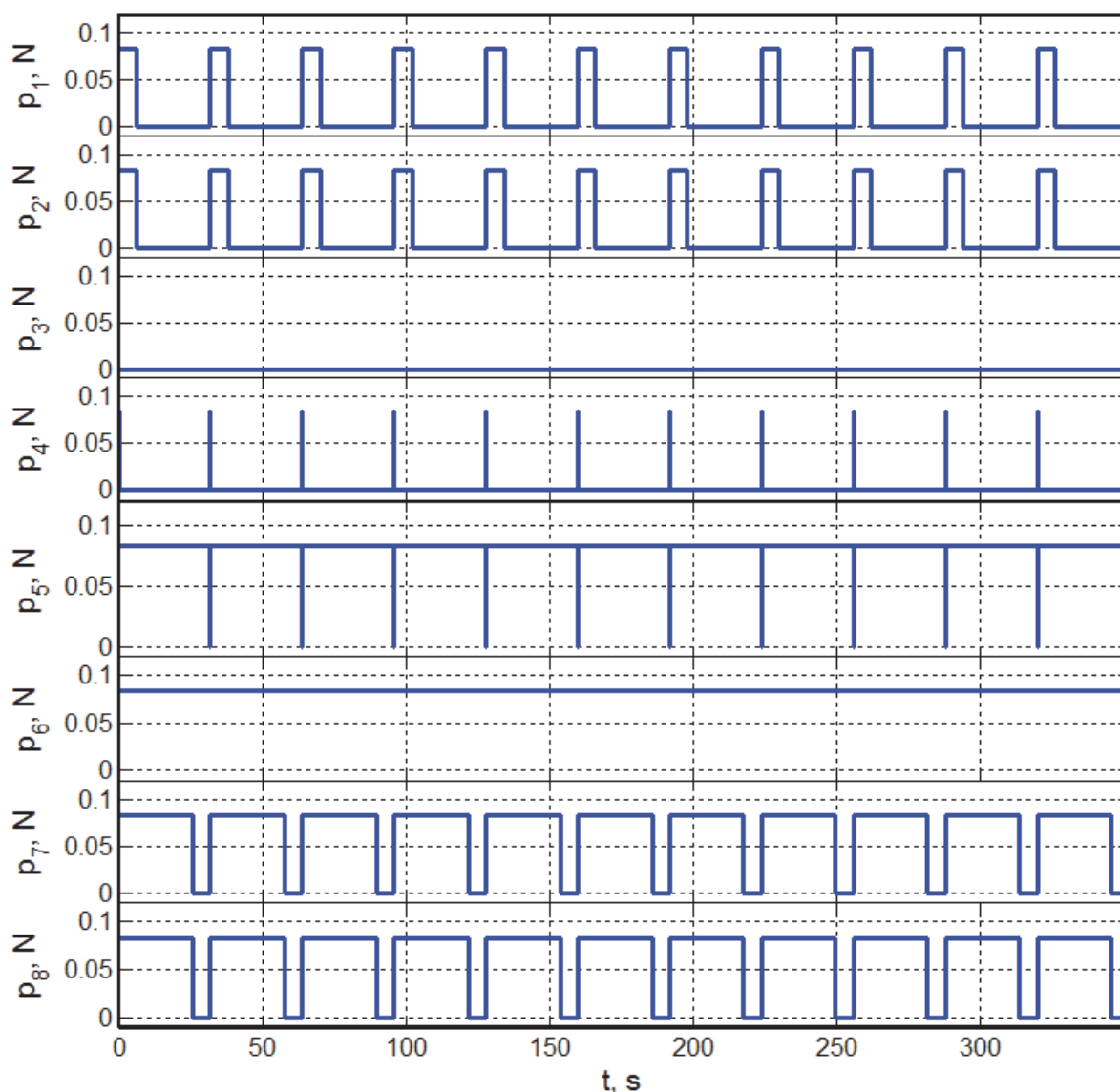


Рис. 7. Временные диаграммы ШИМ тяги восьми ЭРД в составе КДУ

номинального значения. Каждая такая коррекция может быть реализована двумя сеансами работы КДУ длительностью 352 с при широтно-импульсном управлении 8 ЭРД с периодом 32 с.

При коррекции ССО алгоритм управления КДУ (3) обеспечивает условие  $\mathbf{M}_r^p = \mathbf{M}^p(t_r) = \mathbf{0}$  для импульса  $\mathbf{M}^p$  вектора момента КДУ  $\mathbf{M}^e(t) = \mathbf{M}(t) \neq \mathbf{0} \quad \forall t \in [t_r, t_{r+1})$ . Для нейтрализации влияния возмущающих моментов КДУ при коррекции орбиты, а также при разгрузке ЭМИО с учетом несовпадения ЦМ С и полюса О, на угловое движение спутника эффективно применение оригинальной компенсационной схемы цифрового управления ЭМИО, предложенной в [20].

### ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Кратко описан метод удержания малого спутника землеобзора на солнечно-синхронной орбите высотой 600 км, где существенно про-

является влияние сопротивления земной атмосферы. Созданы алгоритмы широтно-импульсного управления КДУ с 8 электрореактивными двигателями, приведены результаты апробации разработанных алгоритмов.

### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Лурье А.И. Аналитическая механика. М.: Физматлит, 1961.
2. Коваленко А.П. Магнитные системы управления космическими летательными аппаратами. М.: Машиностроение, 1975.
3. Алпатов А.П., Драновский В.И., Салтыков Ю.Д., Хорошилов В.С. Динамика космических аппаратов с магнитными системами управления. М.: Машиностроение, 1978.
4. Сомов С.Е. Экономичное широтно-импульсное управление при разгрузке силового гирокомплекса системы ориентации мини-спутника // Проблемы управления. 2014. № 4. С. 60-68.
5. Хоулдвэй Р. Использование двигателей малой тяги для коррекций орбиты и для управления положе-

- нием спутников // Навигация. Наведение и оптимизация управления. Труды 7 международного симпозиума ИФАК по автоматическому управлению в пространстве. Том 3. М.: Наука, 1978. С. 14 - 22.
6. Rayburn C.D., Campbell M.E., Mattick A.T. Pulsed plasma thruster system for microsattellites // Journal of Spacecraft and Rockets. 2005. Vol. 42. No. 1. P. 161-170.
  7. Garulli A., Giannitrapani A., Leomanni M., Scortecchi F. Autonomous low-Earth-orbit station-keeping with electric propulsion // Journal of Guidance Control and Dynamics. 2011. Vol. 34. No. 6: P. 1683 -1693.
  8. Платонов В.Н. Одновременное управление движением центра масс и вокруг центра масс при маневрах космических аппаратов на геостационарной и высокоэллиптических орбитах с использованием электрореактивных двигателей // Космическая техника и технологии. 2013. №1. С. 56-65.
  9. Nakajima Y., Murakami N., Ohtani T., Nakamura Y., Hirako K., Inoue K. SDS-4 attitude control system: in-flight results of three axis attitude control for small satellites // Proceedings of 19th IFAC Symposium on Automatic Control in Aerospace. 2013. P. 283-288.
  10. Ван Лицзе, Баранов А.А. Оптимальное удержание космического аппарата с двигателями малой тяги на солнечно-синхронной орбите // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. «Машиностроение». 2015. № 2. С. 68-82.
  11. Чернов А.А., Чернявский Г.М. Орбиты спутников дистанционного зондирования Земли: Лекции и упражнения. М.: Радио и связь, 2004.
  12. Vallado D.A. Fundamentals of astrodynamics and applications. Microcosm Press, Hawthorne and Springer, New York. 2007.
  13. Давыдов А.А., Игнатов А.И., Сазонов В.В. Применение реактивных двигателей для управления поступательным движением КА одновременно с разгрузкой кинетического момента электромеханических исполнительных органов // Препринты ИПМат РАН. 2006, № 082.
  14. Тихонравов М.К., Бажинов И.К., Гурко О.В. и др. Основы теории полета и элементы проектирования искусственных спутников Земли. М.: Машиностроение, 1974.
  15. Иванов Н.М., Лысенко Л.Н. Баллистика и навигация космических аппаратов. М.: Дрофа, 2004.
  16. Chobotov V.A. Orbital Mechanics. AIAA education series, 3rd edition, 2002.
  17. Somov Ye., Butyrin S., Somov S. Economical attitude and orbit control of information satellites by electromechanical, magnetic and plasma drivers // Proceedings of 6th IEEE/AIAA International Conference on Recent Advances in Space Technologies. 2013. P. 1009 - 1014.
  18. Суханов А.А. Астродинамика. Сер. Механика, управление, информатика. М.: Изд-во Института космических исследований РАН. 2010.
  19. Ходненко В.П., Хромов А.В. Выбор проектных параметров системы коррекции орбиты космического аппарата дистанционного зондирования Земли // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. М.: 2011. Том 121. № 11. С. 15 - 22.
  20. Somov Ye., Butyrin S., Somov S. Digital and pulse-width attitude control of land-survey mini-satellite // Proceedings of 22 Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems. Saint Petersburg. 2015. P. 110-115.

## PULSE-WIDTH CONTROL OF ELECTRO-REACTION ENGINES AT CORRECTION OF A SATELLITE ORBITAL MOTION

© 2015 S.Ye. Somov

Samara Scientific Center, Russian Academy of Sciences

We present a method for a station-keeping of a small land-survey satellite on a sun-synchronous orbit with respect to longitude of ascending node. We have developed algorithms for a pulse-width control of the correcting engine unit with 8 electro-reaction engines and have presented the research results for created algorithms.

*Keywords:* correction of a satellite orbital motion, electro-reaction engine