

**ЭКОНОМИЧНОЕ ШИРОТНО-ИМПУЛЬСНОЕ И ЦИФРОВОЕ
УПРАВЛЕНИЕ ЭЛЕКТРОРЕАКТИВНЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ,
МАГНИТНЫМ ПРИВОДОМ И СОЛНЕЧНЫМ ПАРУСОМ ПРИ РАЗГРУЗКЕ
СИЛОВОГО ГИРОКОМПЛЕКСА СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ
МИНИ-СПУТНИКА ЗЕМЛЕБОЗОРА**

Введение. В системе управления ориентацией (СУО) мини-спутника землеобзора применяются система определения углового положения (СОУП) в составе бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС), силовой гироскопический комплекс (СГК) с цифровым управлением, корректирующая двигательная установка (КДУ) на основе 8 электрореактивных двигателей (ЭРД) и магнитный привод (МП) с широтно-импульсной модуляцией (ШИМ) управления, а также пространственно распределённый солнечный парус (СП) с электронным регулированием отражающих свойств плёнки типа каптон (DuPontKapton), натянутой в каркасе его секций, которые жёстко прикреплены к периферийным частям панелей солнечных батарей (СБ).

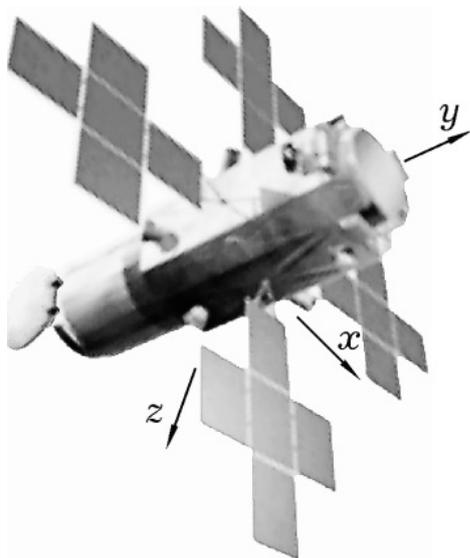


Рисунок 1 – Мини-спутник землеобзора

КДУ с ЭРД, МП и СП применяются для разгрузки СГК от накопленного кинетического момента (КМ). При этом силы солнечного давления (ССД), которые обычно считаются только возмущающими, здесь играют роль дарованных природой (Солнцем) слабых управляющих сил, которые способны экономично создавать существенные импульсы момента на длительных временных интервалах движения спутника на освещённой Солнцем части каждой орбиты. На рисунке 1 представлен общий вид мини-спутника землеобзора с 4 панелями СБ, каждая панель

состоит из 5 секций, её угловое положение относительно корпуса космического аппарата (КА) регулируется за счёт двухстепенного карданова подвеса по схеме «вилка». Развёртывание на орбите и последующая фиксация как 5 секций каждой панели СБ, так и её 18 секций СП (не показаны на рисунке 1) с натяжением светоотражающей плёнки, выполняются пружинными механизмами с миниатюрными конструкциями из

композитного материала с памятью формы. Углы поворота β_{j1} и перекидки β_{j2} каждой панели СБ ($j = 1 \div 4$) с 18 секциями СП (рисунок 2) принадлежат диапазону ± 30 град [1].

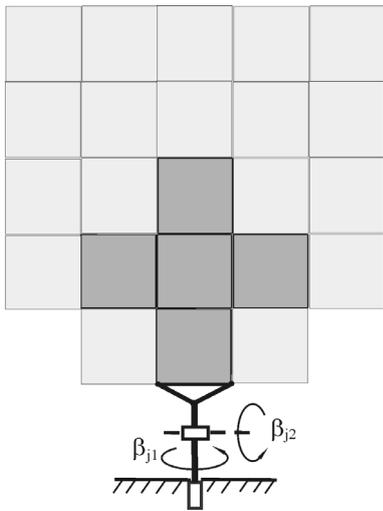


Рисунок 2 – СП на панели СБ

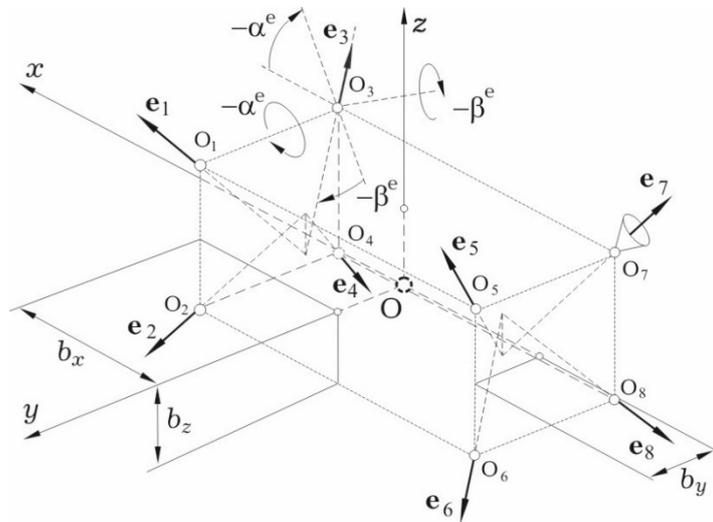


Рисунок 3 – Схема КДУ на основе 8 ЭРД

Математические модели. Рассматривается мини-спутник землеобзора массой 120 кг, совершающий полёт по солнечно-синхронной орбите (ССО) с высотой 1270 км, наклоном 100,772 град и долготой восходящего узла 25 град. Период обращения спутника равен 6647,162 при длительности освещённой части орбиты 4801, местное время при съёмке в надир равно 10 часов утра (в Гринвиче 08:20:00). Используются инерциальная (ИСК) с началом в центре Земли, орбитальная (ОСК $Ox^o y^o z^o$) и связанная с корпусом КА (ССК $Oxuz$, рисунок 1) системы координат с началом в полюсе O , который считается совпадающим с центром масс (ЦМ) С КА.

Вводятся нечётные номера 1 и 3 панелей СБ, оси вращения которых параллельны оси Ox ССК и чётные номера 2 и 4 панелей СБ, имеющих оси вращения параллельными оси Oz ССК. Размер каждой секции панелей СБ и СП равен 0,5x0,5 м, общая площадь солнечных батарей и СП равна 5,75 м², площадь собственно СП составляет 4,5 м². Коэффициент отражения $\varepsilon^p = 0,003$ для каждой панели СБ, коэффициенты отражения ε_{js}^{sc} 18 секций СП ($s = 1 \div 18$), закреплённых на каждой j -ой панели СБ, могут принимать значения 0 либо 1, т.е. $\varepsilon_{js}^{sc} \in \{0,1\}$. При тензоре инерции КА $\mathbf{J} = \text{diag}\{100, 80, 90\}$ кгм² для выполнения космической съёмки Земли потребная область вариации вектора КМ СГК оценивается шаром с радиусом 2 Нмс.

Если считать КА твёрдым телом, то при стандартных обозначениях модель динамики углового движения спутника имеет вид $\mathbf{J}\dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{G} = \mathbf{M} + \mathbf{M}^e$, где $\boldsymbol{\omega}(t)$

представляет вектор абсолютной угловой скорости корпуса КА, $\mathbf{G} = \mathbf{J}\boldsymbol{\omega} + \mathbf{H}$ – вектор КМ механической системы, $\mathbf{M}^g = -\mathbf{H}^*$ является вектором управляющего момента СГК, вектор \mathbf{M} представляет векторную сумму всех внешних моментов, как возмущающих, так и управляющих моментов КДУ $\mathbf{M}^e = \{m_i^e\}$, МП $\mathbf{M}^m = \{m_i^m\}$ и СП $\mathbf{M}^{sc} = \{m_i^{sc}\}$ с электронным регулированием отражающих свойств (коэффициентов $\varepsilon_{js}^{sc} \in \{0,1\}$) светоотражающих плёнок 18 секций СП, закреплённых на каждой j -ой панели.

Каждый ЭРД в составе КДУ имеет ШИМ тяги $p_p(t)$, $p = 1 \div 8$, что описывается соотношением $p_p(t) = P^m \text{PWM}(t - T_{zu}^e, t_r, \tau_m, v_{pr}) \quad \forall t \in [t_r, t_{r+1})$ с периодом T_u^e и запаздыванием T_{zu}^e , $t_{r+1} = t_r + T_u^e$; $r \in N_0 \equiv [0, 1, 2, \dots)$, где v_{pr} – командная длительность включения ЭРД, P^m – номинальное значение тяги, одинаковое для всех 8 ЭРД. Пусть ρ_p определяет вектор точки O_p приложения вектора тяги p -го ЭРД в ССК и орты \mathbf{e}_p , $p = 1 \div 8$ направлены по осям сопел ЭРД (рисунок 3). Тогда в ССК вектор тяги p -го ЭРД вычисляется по формуле $\mathbf{P}_p(t) = -p_p(t)\mathbf{e}_p$, а вектор момента КДУ $\mathbf{M}^e = \{m_i^e\}$ формируется по соотношению $\mathbf{M}^e = \sum[\rho_p \times] \mathbf{P}_p(t)$. Параметры КДУ на рисунке 3 принимаются в виде $\alpha^e = \pi/3$, $\beta^e = \pi/6$; $b_x = 0,175$ м, $b_y = 0,25$ м, $b_z = 0,15$ м; значение тяги ЭРД $P^m = 14$ мН, что соответствует российскому ЭРД СПД -50, и период ШИМ $T_u^e = 16$ с.

Вектор момента МП $\mathbf{M}^m = \{m_i^m\} = -\mathbf{L}^m \times \mathbf{V}$, где вектор электромагнитного момента $\mathbf{L}^m = \{l_i^m\}$ с компонентами $|l_i^m| \leq l^m$ и вектор индукции магнитного поля Земли $\mathbf{V} = \mathbf{b}V$ с ортом \mathbf{b} определены в ССК. Управление МП выполняется также с помощью ШИМ компонентов момента \mathbf{L}^m , но с периодом T_u^m и запаздыванием T_{zu}^m . Пусть будут заданы значения параметров магнитного привода $l^m = 10$ Ам² и $T_u^m = 32$ с.

Постановка задачи. При отсутствии внешних возмущающих моментов для СУО выполняется векторное условие $\mathbf{G} = \mathbf{J}\boldsymbol{\omega} + \mathbf{H} = \mathbf{G}^0 \equiv \mathbf{0}$. В процессе орбитального движения спутника СУО обеспечивает стабилизацию требуемого углового движения КА, но за счёт внешних возмущающих моментов в СГК происходит накопление вектора КМ $\mathbf{H}^a = \mathbf{G} - \mathbf{G}^0 = \mathbf{G}$, и поэтому требуется эпизодическая разгрузка СГК от накопленного КМ. Разработанные методы экономичного широтно-импульсного управления как МП, так и КДУ представлены в [2]. При отсчёте времени от момента прохождения КА восходящего узла ССО выход спутника из тени происходит при значении орбитальной

широты $u = 204$ град. В условный начальный момент времени $t_0 = 5500$ с при орбитальной широте $u = 298$ град Солнце начинает освещать управляемую сторону СП.

При оценке возможностей СП для разгрузки СГК будем считать одинаковыми коэффициенты отражения всех 18 секций СП, закреплённых на j -ой панели СБ, т.е. $\varepsilon_{js}^{sc} = \varepsilon_j^{sc} \in \{0,1\}$, период дискретности управления этими коэффициентами $T_u^{sc} = 32$ с, углы $\beta_{j1} = 0$ и $\beta_{j2} = 0$, а корпус КА стабилизируется в ОСК для наблюдения Земли в надир. Пусть в момент времени t_0 в ССК задано значение вектора накопленного КМ СГК $\mathbf{H}^a(t_0) = \mathbf{G}(t_0) = \mathbf{G}_0 = \{0,2; 0,1; -0,3\}$ Нмс с ортом \mathbf{e}^g и модулем $G_0 = 0,38$ Нмс. Задача состоит в синтезе цифрового алгоритма управления коэффициентами $\varepsilon_j^{sc} \in \{0,1\}$ в моменты времени t_r , $r \in N_0 \equiv [0,1,2,\dots)$ для разгрузки СГК до значения модуля его накопленного КМ $G_* = 0,1$ Нмс. Такое управление не формируется при движении КА на теневой части ССО и в случае, если Солнце светит с тыльной стороны секций СП. Кроме того, необходимо провести сопоставление возможностей КДУ с ЭРД, МП и солнечного паруса для разгрузки СГК от накопленного кинетического момента.

Управление коэффициентами отражения СП. Орт \mathbf{S} направления на Солнце из полюса O по аналитическим соотношениям определяется сначала в ИСК, а затем в ОСК. При известных положениях нормалей \mathbf{p}_j к рабочим плоскостям панелей СБ (и секций СП) и значениях вектора $\boldsymbol{\varepsilon}_r^{sc} = \boldsymbol{\varepsilon}^{sc}(t_r) = \{\varepsilon_{jr}^{sc}\}$, $j = 1 \div 4$ коэффициентов отражения в каждый момент времени t_r с периодом T_u^{sc} , $t_{r+1} = t_r + T_u^{sc}$, сначала по явным аналитическим соотношениям вычисляется вектор момента СП $\mathbf{M}^{sc}(\boldsymbol{\varepsilon}_r^{sc})$ и его орт \mathbf{e}_r^{sc} , а далее значения всех четырёх компонентов вектора $\boldsymbol{\varepsilon}_r^{sc}$ коэффициентов отражения определяются по явным соотношениям из условия минимизации $\gamma_r = \arccos(-\mathbf{e}_r^g, \mathbf{e}_r^{sc}) \Rightarrow \min$.

Разгрузка СГК с помощью СП. Результаты расчётов такой разгрузки СГК с указанными выше данными представлены на рисунках 4-6.

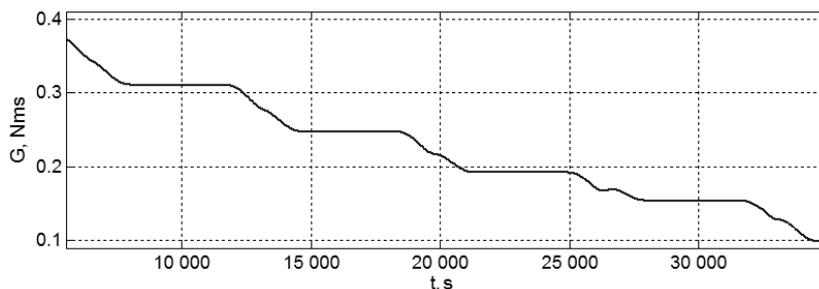


Рисунок 4 – Изменение модуля накопленного КМ при разгрузке СГК с помощью СП

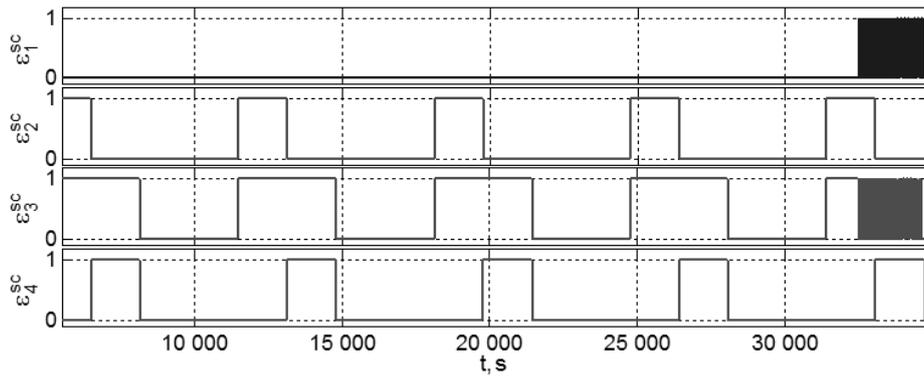


Рисунок 5 – Вариации коэффициентов отражения СП при разгрузке СГК

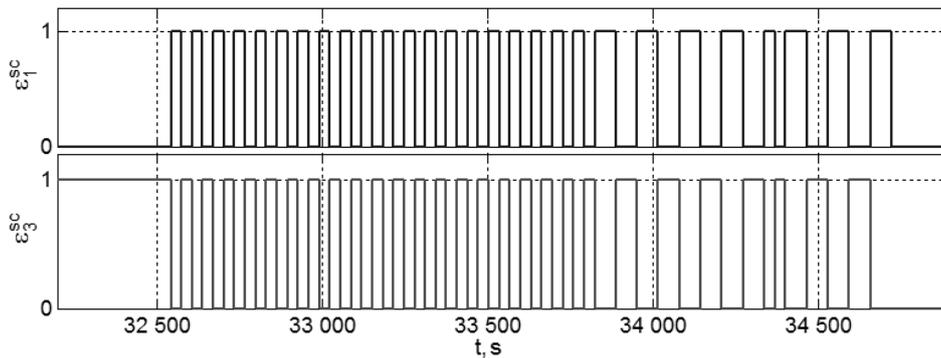


Рисунок 6 – Вариации коэффициентов отражения СП при разгрузке СГК (фрагмент рисунка 5)

Разгрузка СГК с помощью МП и КДУ. Результаты расчётов разгрузки СГК с помощью МП при ШИМ его управления представлены на рисунках 7, 8. Здесь разгрузка прекращается, когда модуль G накопленного КМ достигает значения 0.1 Нмс,

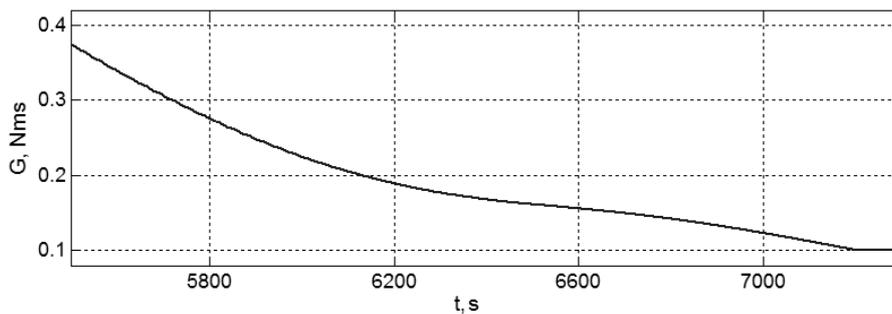


Рисунок 7 – Изменение модуля накопленного КМ при разгрузке СГК с помощью МП

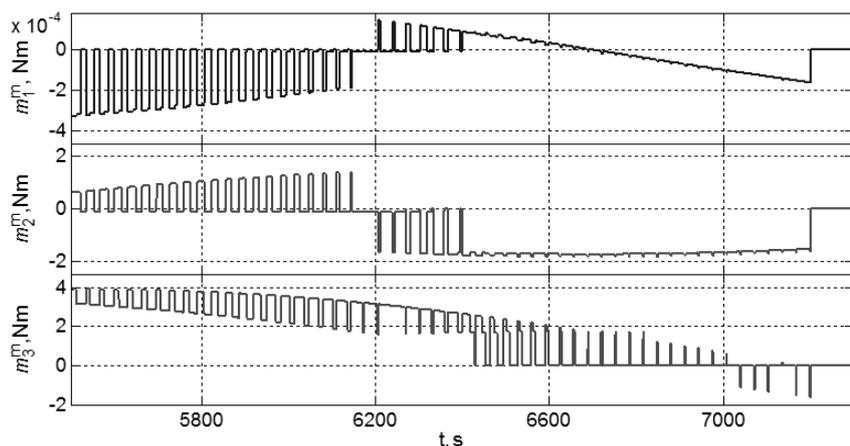


Рисунок 8 – Вариации компонентов вектора механического момента МП при разгрузке СГК

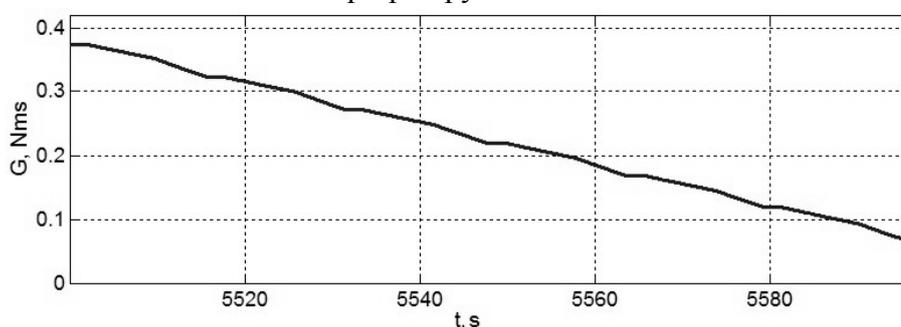


Рисунок 9 – Вариация модуля накопленного КМ при разгрузке СГК с ШИМ тяги ЭРД

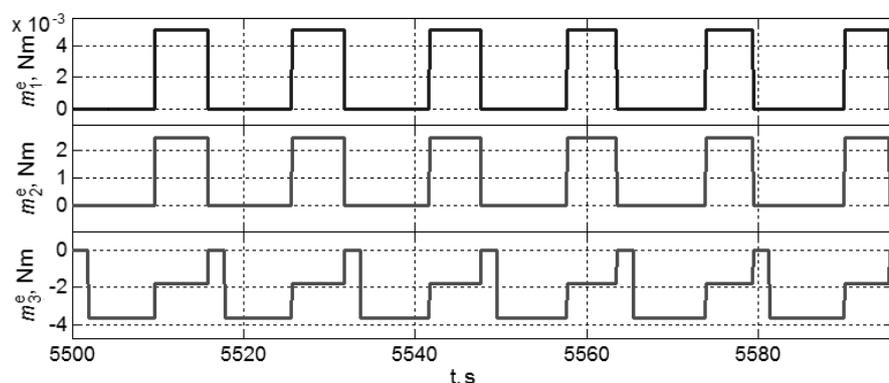


Рисунок 10 – Компоненты вектора момента КДУ в ССК при разгрузке СГК

На рисунках 9, 10 представлены результаты расчётов, связанных с разгрузкой СГК с помощью КДУ при ШИМ тяги всех восьми ЭРД в его составе.

Сопоставление эффективности разгрузки СГК с помощью КДУ, МП и СП. В рассмотренной задаче с конкретными данными модуль накопленного КМ изменяется от 0,38 Нмс до 0,1 Нмс, вариация этого модуля составляет 0,28 Нмс.

Длительность выполнения такой разгрузки СГК оказалась равной

- 34724 (более 5 витков ССО) для СП с электронным цифровым управлением;
- 1700 (1/4 витка) для МП с ШИМ управления электромагнитным моментом;

- 96 для КДУ с 8 электрореактивными двигателями при ШИМ их тяги.

Применение СП обеспечивает медленную разгрузку СГК от накопленного КМ с темпом 0,053 Нмс за виток практически «даром», без больших энергетических затрат.

Применение МП даёт приемлемый темп разгрузки СГК также без расхода массы рабочего тела, но с энергетическими затратами и ограничениями на положение орта **b** вектора индукции магнитного поля Земли в ССК, т.е. на положение КА на ССО.

КДУ с ШИМ тяги 8 ЭРД обеспечивает быструю разгрузку СГК от накопленного КМ при любом положении КА на ССО, но при существенных энергетических затратах и расходе невозполнимой массы рабочего тела ЭРД.

Работа поддержана РФФИ (грант 14-08-01091) и Отделением ЭММПУ РАН (программа фундаментальных исследований № 13).

Библиографический список

1. Сомов, Е.И. Регулируемый солнечный парус в системе управления движением мини-спутника землеобзора: модели и оценки эффективности / Е.И. Сомов, С.А. Бутырин, О.Л. Старинова [Текст] // Материалы конференции «Управление в морских и аэрокосмических системах». Санкт Петербург: Концерн ЦНИИ Электроприбор. – 2014. – С. 545-556.

2. Сомов, С.Е. Экономичное широтно-импульсное управление при разгрузке силового гироскопического комплекса системы ориентации мини-спутника / С.Е. Сомов [Текст] // Проблемы управления. – 2014. – № 4. – С. 60-68.