

УПРАВЛЕНИЕ ОРИЕНТАЦИЕЙ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПРИ ПОМОЩИ ДАТЧИКА СОЛНЦА ЩЕЛЕВОГО ТИПА

Е.С. Караева
(ОАО «Корпорация «ВНИИЭМ»)

Исследуется выходная характеристика датчика Солнца 83001. Рассматривается возможность применения линейного закона управления в сочетании с релейным. Оцениваются преимущества комбинированного управления по сигналам датчика Солнца в режиме ориентации космического аппарата на Землю и на Солнце.

Ключевые слова: космический аппарат, двигатель-маховик, режим ориентации, датчик Солнца щелевого типа, линейное управление.

Введение

В настоящее время совершенствование систем ориентации перспективных космических аппаратов (КА) направлено на повышение точности и надёжности за счёт использования астродатчиков и избыточной структуры системы ориентации. Избыточность подразумевает наличие дополнительных режимов системы ориентации, которые обеспечивают надёжное энергоснабжение аппарата во внештатных ситуациях. На современных КА предусматривается режим ориентации на Солнце с использованием надёжного датчика Солнца (ДС) щелевого типа.

Так на малом КА «Университетский – Татьяна-2» для реализации режима ориентации на Солнце использовался датчик 83001 разработки ФГУП «НПП ВНИИЭМ». Выходная характеристика датчика формировалась в контроллере системы ориентации в виде релейной функции углового отклонения оптической оси датчика от направления на Солнце. При этом стационарное движение КА представляет собой цикл автоколебаний с большой амплитудой по углу и угловой скорости, что подтверждается анализом телеметрической информации.

В данной работе предлагается метод улучшения динамики процесса ориентации на Солнце за счёт более полного использования оптической характеристики датчика 83001 и проведение оценки возможности применения этого метода в режиме ориентации на Землю и на Солнце [1].

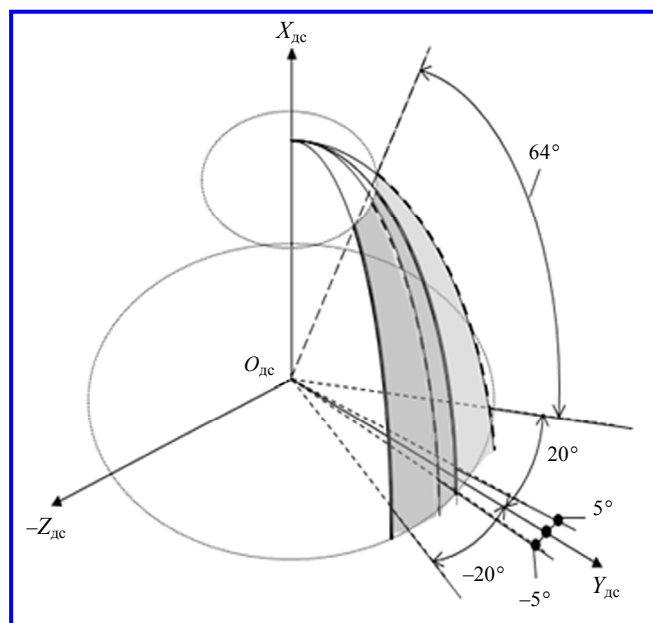
Датчик Солнца 83001

ДС 83001 представляет собой оптико-электронный прибор щелевого типа с четырьмя зонами обзора (рис. 1, а). В качестве чувствительных элементов в каждой зоне обзора используются кремниевые фотодиоды ФД-10К. Фотодиоды (ФД) вырабатывают электрический ток, величина которого зависит от углового положения Солнца [2].

Поле обзора датчика (рис. 1, б) формируется в виде окна размером $128^\circ \times 40^\circ$ на сферической поверхности с центром в точке $O_{ДС}$.



а



б

Рис. 1. Датчик Солнца 83001: а – внешний вид; б – поле обзора

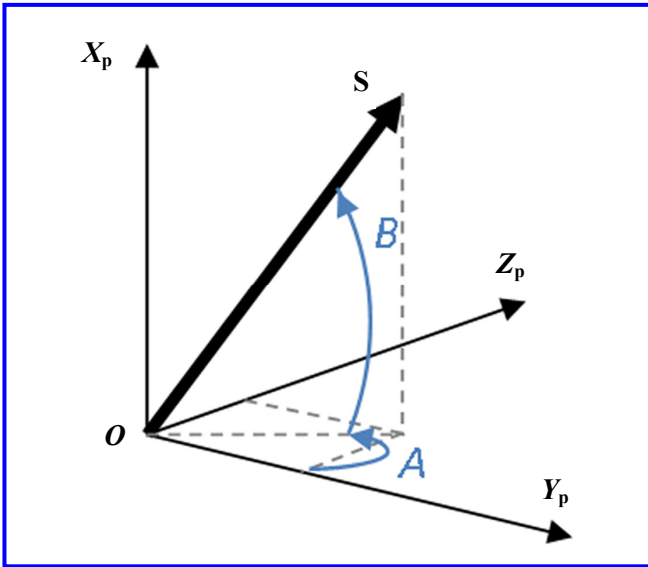


Рис. 2. Углы A и B , характеризующие отклонение оптической оси датчика от направления на Солнце

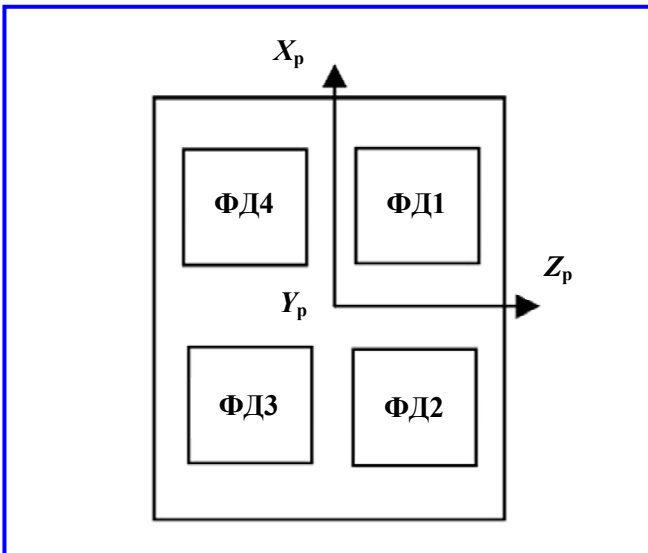


Рис. 3. Схема расположения фотодиодов

Введём углы A и B , характеризующие отклонение оптической оси датчика от направления на Солнце (рис. 2). Нумерация ФД ДС приведена на рис. 3.

Было проведено экспериментальное исследование датчика с целью построения его выходной (статической) характеристики – зависимости тока ФД от угла падения солнечных лучей. ДС облучался имитатором Солнца при вращении на поворотном столе в горизонтальной плоскости. Измерялся ток ФД в зависимости от изменения угла A .

Построена зависимость тока ФД1 и ФД4 от угла Солнца (рис. 4, а). На границах области видимости

каждого ФД видны участки статической характеристики близкие к линейным.

Наибольший интерес представляют линейные участки, расположенные на внутренних границах (рис. 4, б). Ширина зоны линейности составила примерно 2 град для каждого ФД. Она не зависит от интенсивности солнечного излучения, а обусловлена геометрическими характеристиками датчика и угловым размером Солнца. Пунктиром на графике обозначена линейная аппроксимация зависимости тока ФД от угла Солнца. Крутизна статической характеристики на этих участках составляет по данным эксперимента 7,8 мкА/град.

На основании полученных экспериментальных данных построена математическая модель ДС с учётом линейных участков:

$$I_{\text{ФД1}} = \begin{cases} I_{\text{max}}, & -2^\circ < A < -20^\circ \text{ и } -5^\circ < B < 68^\circ; \\ (A + 4) \frac{I_{\text{max}}}{2}, & -4^\circ < A < -2^\circ \text{ и } -5^\circ < B < 68^\circ; \\ 0, & \text{в остальных случаях;} \end{cases}$$

$$I_{\text{ФД2}} = \begin{cases} I_{\text{max}}, & -2^\circ < A < 20^\circ \text{ и } -68^\circ < B < 5^\circ; \\ (A + 4) \frac{I_{\text{max}}}{2}, & -4^\circ < A < -2^\circ \text{ и } -68^\circ < B < 5^\circ; \\ 0, & \text{в остальных случаях;} \end{cases}$$

$$I_{\text{ФД3}} = \begin{cases} I_{\text{max}}, & -20^\circ < A < -2^\circ \text{ и } -68^\circ < B < 5^\circ; \\ (4 - A) \frac{I_{\text{max}}}{2}, & 2^\circ < A < 4^\circ \text{ и } -68^\circ < B < 5^\circ; \\ 0, & \text{в остальных случаях;} \end{cases}$$

$$I_{\text{ФД4}} = \begin{cases} I_{\text{max}}, & -20^\circ < A < 2^\circ \text{ и } -5^\circ < B < 68^\circ; \\ (4 - A) \frac{I_{\text{max}}}{2}, & 2^\circ < A < 4^\circ \text{ и } -5^\circ < B < 68^\circ; \\ 0, & \text{в остальных случаях.} \end{cases}$$

Выходная характеристика модели ДС приведена на рис. 4, в.

Закон управления в режиме ориентации на Землю и на Солнце

Базовая система координат (СК) $Ox_6Y_6Z_6$ в режиме ориентации КА на Землю и на Солнце вводится следующим образом (рис. 5) [3]:

- начало базовой системы координат O совмещается с центром масс КА;
- ось Z_0 направлена по радиусу-вектору от центра Земли;
- ось Y_0 лежит в плоскости, образованной осью OZ_0 и вектором направления на Солнце, причём направлена на Солнце;
- ось X_0 дополняет систему координат до правой системы координат.

В орбитальной системе координат $OX_0Y_0Z_0$ вектор S движется по поверхности конуса с углом i при вершине конуса.

В режиме ориентации Земля – Солнце направление на Землю удерживается при помощи датчика местной вертикали (ДВ). Сигналы требуемых управляющих моментов вокруг связанных осей OX_c и OY_c формируются как линейные комбинации сигналов ДВ и датчиков угловой скорости (ДУС) по крену и тангажу [4].

Ориентация на Солнце связанной осью OY_c осуществляется за счёт поворотов вокруг оси OZ_c . Управление производится по сигналам ДС и ДУС по курсу.

Обычно по сигналам датчика строится релейное управление. Токи ФД поступают на аналогово-цифровой преобразователь, формируется двоичный сигнал – признак наличия или отсутствия Солнца в каждом ФД. Сигналы ФД1 и ФД2, а также ФД3 и ФД4 складываются по модулю два, образуя зоны $ZN1$ и $ZN2$ соответственно. Сигналы этих зон могут принимать значения 1 или 0. Релейное управление осуществляется по разнице сигналов $ZN1, ZN2$:

$$U_{zREL} = f_{zr}(ZN_i, w_z) = -R_1(ZN1 - ZN2) - R_2 w_z,$$

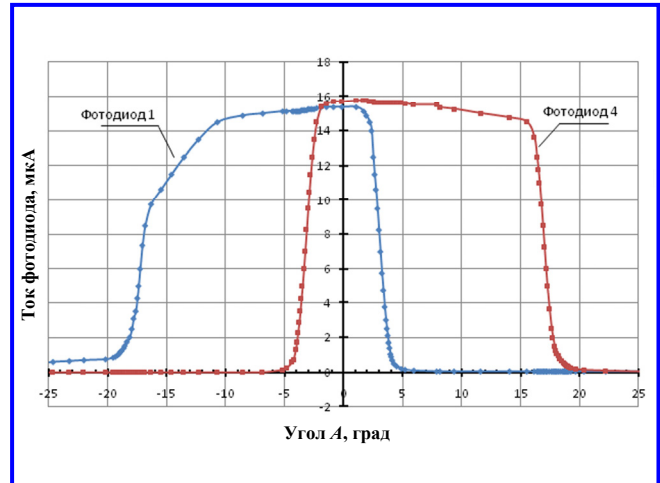
где R_1, R_2 – коэффициенты релейного закона управления; w_z – выходной сигнал ДУС по курсу.

При таком управлении угловое отклонение связанной оси OY_c от базовой системы координат (СК) удерживается в области перекрытия двух зон $\pm 5^\circ$, что и составляет погрешность ориентации на Солнце.

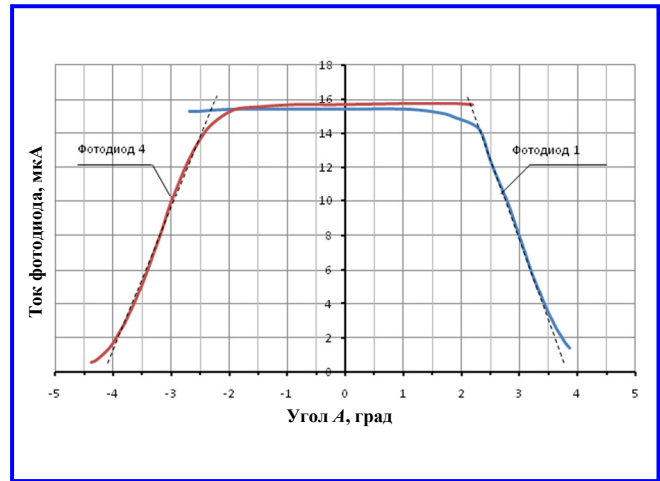
В результате эксперимента выяснилось, что в диапазоне изменения угла A по модулю от 2° до 4° зависимость тока ФД ДС от угла A линейная. Это позволяет в указанном диапазоне углов перейти от релейного закона управления к линейному.

Построим линейное управление таким образом, чтобы угол A удерживался в середине зоны линейности ФД

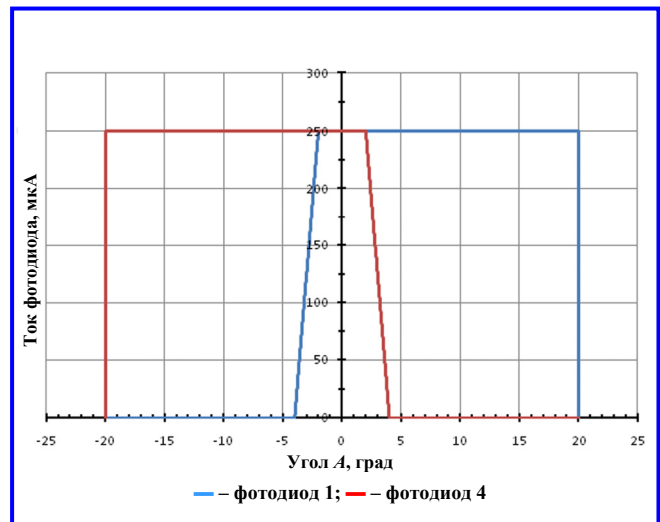
$$U_{zLIN} = -L_1 \left(I - \frac{I_{max}}{2} \right) - L_2 w_z,$$



а



б



в

Рис. 4. Выходная характеристика датчика Солнца: а – результат эксперимента; б – результат эксперимента, линейный участок; в – математическая модель

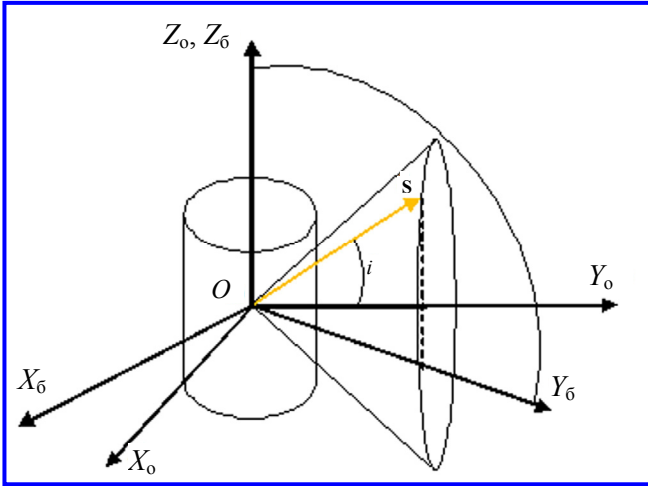


Рис. 5. Базовая система координат

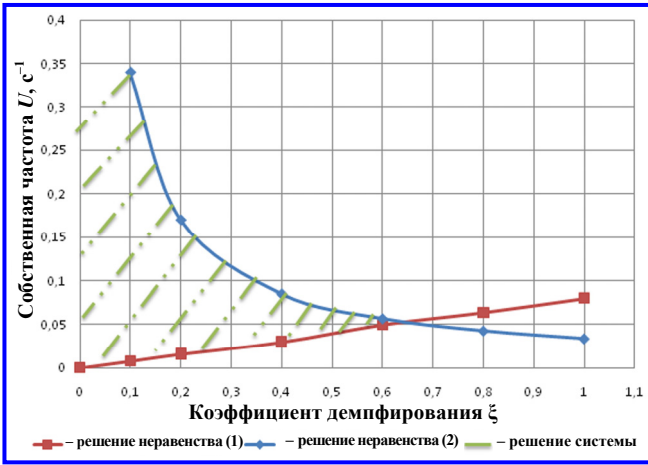


Рис. 6. Область допустимых значений ξ и ν

где L_1, L_2 – коэффициенты линейного закона управления.

Таким образом, предлагается переключать управление с релейного на линейное, когда выходной сигнал ДС оказывается в зоне линейности:

$$U_z = \begin{cases} R_2 w_2, I_1 = I_4 = I_{\max} \text{ или } I_2 = I_3 = I_{\max} \text{ или } I_1 = I_2 = I_3 = I_4 = I_{\max}; \\ -R_1 I_{\max} - R_2 w_2, (I_1 = I_{\max} \text{ и } I_4 = 0) \text{ или } (I_2 = I_{\max} \text{ и } I_3 = 0); \\ R_1 I_{\max} - R_2 w_2, (I_4 = I_{\max} \text{ и } I_1 = 0) \text{ или } (I_3 = I_{\max} \text{ и } I_2 = 0); \\ -L_1 \left(I_1 - \frac{I_{\max}}{2} \right) - L_2 w_2, 0 < I_1 < I_{\max} \text{ и } I_4 = I_{\max}; \\ -L_1 \left(I_2 - \frac{I_{\max}}{2} \right) - L_2 w_2, 0 < I_2 < I_{\max} \text{ и } I_3 = I_{\max}; \\ -L_1 \left(\frac{I_{\max}}{2} - I_3 \right) - L_2 w_2, 0 < I_3 < I_{\max} \text{ и } I_2 = I_{\max}; \\ -L_1 \left(\frac{I_{\max}}{2} - I_4 \right) - L_2 w_2, 0 < I_4 < I_{\max} \text{ и } I_1 = I_{\max}. \end{cases}$$

Параметры L_1, L_2 определяют собственную частоту ν и коэффициент демпфирования ξ замкнутой системы [5]:

$$\nu = \sqrt{\frac{L_1}{J}}; \quad \xi = \frac{L_2}{2\nu J},$$

где J – момент инерции аппарата по оси OZ .

На выбор коэффициентов управления влияет ширина линейной зоны ДС и допустимая статическая ошибка $A_{ст}$.

Статическая ошибка по углу обусловлена, в первую очередь, скоростью Солнца $\dot{\alpha}$ в орбитальной СК.

Для линейной системы

$$A_{ст} = \frac{L_2}{L_1} \dot{\alpha}.$$

Чтобы статическая ошибка не превышала ширины линейной зоны ДС, должны выполняться условия

$$\left| \frac{L_2}{L_1} \dot{\alpha} \right| < 0,017 \text{ или } \nu > \frac{2|\dot{\alpha}|\xi}{0,017}.$$

Зададим максимальный управляющий момент двигателя-маховика (ДМ) равный 0,25 Н·м. Для работы ДМ в зоне линейности должны выполняться условия

$$L_1 |A_{ст}| \leq 0,25 \text{ или } \nu \leq \frac{0,25}{2J|\dot{\alpha}|\xi}.$$

Мы получили систему неравенств для определения динамических характеристик замкнутой системы:

$$\begin{cases} \nu > \frac{2\dot{\alpha}\xi}{0,017}; & (1) \\ \nu \leq \frac{0,25}{2J\dot{\alpha}\xi}. & (2) \end{cases}$$

Найдём решение этой системы графическим способом (рис. 6).

Выбирая параметры $\nu = 0,04 \text{ с}^{-1}$ и $\xi = 0,4$ из области допустимых значений, получим для КА с моментом инерции $J = 6200 \text{ кг}\cdot\text{м}^2$

$$L_1 = \nu^2 J \approx 10 \text{ Н}\cdot\text{м};$$

$$L_2 = 2\xi\nu J \approx 200 \text{ Н}\cdot\text{м}\cdot\text{с}.$$

Моделирование динамики КА в режиме ориентации на Землю и на Солнце с использованием линейного закона управления

Для отладки нового алгоритма создана математическая модель системы управления с переменной структурой. Модель реализована в пакете прикладных программ Matlab. В математическую модель замкнутой системы ориентации КА входят математические модели ДС 83001, ДУС и ДМ20-250. Учитываются движение Солнца по эклиптике и движение КА по орбите [6]. Начальные параметры взаимного положения Солнца и орбиты КА определяют угол при вершине конуса $i = 23^\circ$, при этом орбита КА не попадает в тень Земли.

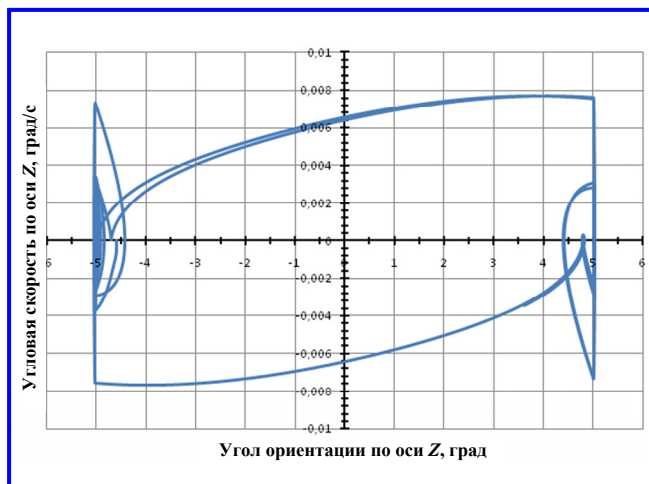
Проведено моделирование динамики КА «Метеор-М» № 2 в режиме ориентации на Землю и на Солнце при релейном и комбинированном управлении (рис. 7).

Исследовалась реакция замкнутой системы на начальное рассогласование по углу ориентации на Солнце равное $-4,5^\circ$.

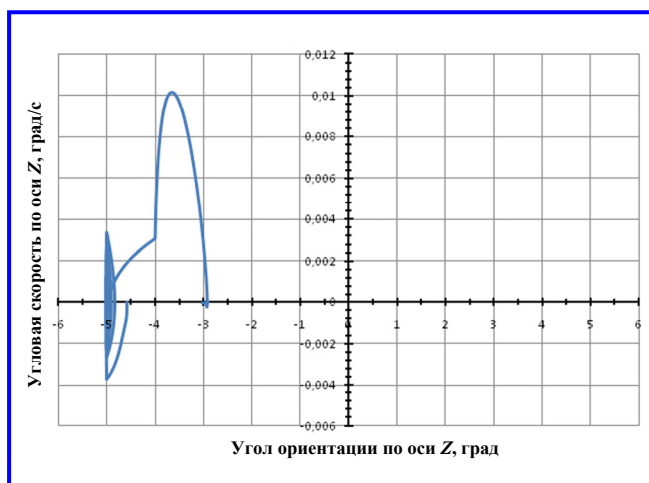
Фазовый портрет (рис. 7, а) характеризует изменение углового положения оси OY_c в процессе слежения за Солнцем при релейном управлении. Ошибка ориентации на Солнце достигает 5° . Это связано с тем, что в законе управления используется разница сигналов двух зон видимости $ZN1, ZN2$. КА совершает колебания в диапазоне $\pm 5^\circ$ в области пересечения этих зон (и колебания с амплитудой 1° на границе пересечения зон). Информация об угловом положении связной оси OY_c внутри диапазона $\pm 5^\circ$ отсутствует.

При комбинированном управлении (рис. 7, б) КА вначале управляется по релейному закону, пока угловое рассогласование не достигнет левой зоны линейности ДС. После этого управление переключается на линейное, изображающая точка фазовой траектории стабилизируется в середине зоны линейности (-3°). При положительном рассогласовании по углу ориентации фазовая траектория достигает середины правой зоны линейности ($+3^\circ$). Таким образом, при комбинированном управлении автоколебания прекращаются. Погрешность ориентации КА складывается из погрешности ДС (3°) и динамической погрешности ($0,03^\circ$), связанной с работой системы управления. Управляющий момент ДМ не превышает максимального значения $0,25 \text{ Н}\cdot\text{м}$.

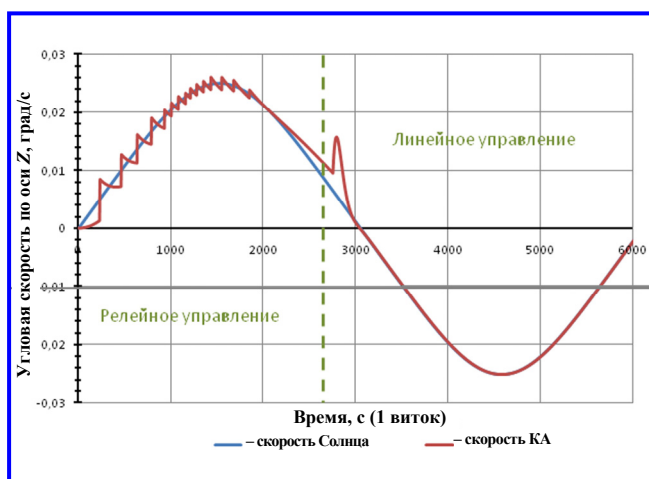
На рис. 7, в изображено изменение угловой скорости Солнца и аппарата в проекции на ось OZ_c при комбинированном управлении. На участке с релейным управлением наблюдаются резкие изменения угловой скорости КА, это приводит к повышенному энергопотреблению ДМ.



а



б



в

Рис. 7. Результаты моделирования: а – фазовый портрет при релейном управлении; б – фазовый портрет при комбинированном управлении; в – изменение угловой скорости КА и Солнца в проекции на ось Z_c при комбинированном управлении

При линейном управлении аппарат движется со скоростью Солнца.

Произведена оценка энергопотребления ДМ за один виток при использовании релейного и комбинированного законов управления [7]. Выигрыш по энергопотреблению ДМ составил 17,6%.

Таким образом, применение комбинированного управления обеспечивает увеличение точности ориентации и выигрыш по энергопотреблению ДМ. Благодаря использованию нового алгоритма, появилась информация об угловом положении оси КА относительно Солнца внутри зоны линейного управления.

Литература

1. Управление ориентацией космического аппарата «Метеор-М» № 2 на Солнце по датчику целевого типа / Е. С. Караваева // 9-я Международная конференция «Авиация и космонавтика – 2010». – М., 2010.
2. Ивандиков Я. М. Оптические приборы наведения и

ориентации космических аппаратов / Я. М. Ивандиков. – М.: Машиностроение, 1979. – 208 с.

3. Алексеев К. Б. Управление космическими летательными аппаратами / К. Б. Алексеев, Г. Г. Бебенин. – М.: Машиностроение, 1974. – 340 с.

4. Раушенбах Б. В. Управление ориентацией космических аппаратов / Б. В. Раушенбах, Е. Н. Токарь. – М.: Наука, 1974. – 600 с.

5. Васильев В. Н. Системы ориентации космических аппаратов / В. Н. Васильев. – М.: ФГУП «НПП ВНИИЭМ», 2009. – 310 с.

6. Абалакин В. К. Справочное руководство по небесной механике и астродинамике / В. К. Абалакин, Е. П. Аксенов, Е. А. Гребенников [и др.] – М.: Наука, 1971. – 584 с.

7. Беленький А. Д. Управление избыточными системами электродвигателей-маховиков / А. Д. Беленький, В. Н. Васильев, М. Е. Семёнов // Вопросы электромеханики. Приборы и сферы использования космических аппаратов дистанционного зондирования Земли. Итоги и перспективы развития. Труды НПП ВНИИЭМ. – М.: ФГУП «НПП ВНИИЭМ», 2005. – Т. 102. – С. 107 – 115.

Поступила в редакцию 22.08.2011

*Екатерина Сергеевна Караваева, инженер, т. (495) 366-21-22,
e-mail: wokolajm@mail.ru.*