

М. В. БУРАКОВ, И. Г. КРИВОЛАПЧУК, В. Ф. ШИШЛАКОВ, Д. О. ЯКИМОВСКИЙ

## НЕЧЕТКОЕ УПРАВЛЕНИЕ ДВИГАТЕЛЕМ-МАХОВИКОМ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

*Рассматривается модификация схемы управления током двигателя-маховика на базе нечеткого регулятора, обучаемого с помощью генетического алгоритма. Схема управления поддерживает ток двигателя, который можно представить суммой двух составляющих, одна из которых пропорциональна величине входного сигнала, а вторая соответствует погрешности реализации управляющего момента. Показано, что система с нечетким регулятором, реализующая переменный коэффициент усиления по каналу ошибки, позволяет устранить пульсации момента и сократить время переходных процессов при обработке управляющих воздействий. Выполнено моделирование работы системы средствами MatLab Simulink, которое подтверждает работоспособность предложенной схемы управления. Результаты работы могут быть использованы при создании перспективных систем управления ориентацией космических аппаратов.*

**Ключевые слова:** космический аппарат, двигатель-маховик, нечеткая логика, моделирование, генетический алгоритм.

### Введение

Космический аппарат (КА), находящийся на орбите, подвергается разнообразным возмущающим воздействиям, в том числе гравитационным воздействиям Земли и других космических тел, возмущениям земного магнитного поля и сил солнечного давления. Другим важным источником возмущений для системы управления движением КА являются погрешности и нелинейности ее датчиков и исполнительных органов управления. Компенсация этих возмущений особенно важна для эффективной работы КА дистанционного зондирования Земли, которые требуют высокой точности управления по угловому положению [1].

Активные методы управления ориентацией КА могут быть реализованы с помощью либо реактивных двигателей ориентации, либо электромеханических систем [2, 3].

В настоящее время во всех системах управления ориентацией длительно существующих околоземных КА и орбитальных космических станций использу-

---

**Бураков** Михаил Владимирович. Кандидат технических наук, доцент кафедры управления в технических системах, Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения (ГУАП).

**Криволапчук** Игорь Григорьевич. Старший преподаватель кафедры управления в технических системах, ГУАП.

**Шিশлаков** Владислав Федорович. Доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой, проректор, ГУАП.

**Якимовский** Дмитрий Олегович. Доцент кафедры управления в технических системах, ГУАП. Начальник отдела, АО «НИИ командных приборов» (С.-Петербург).

ются электромеханические исполнительные органы – гироскопы (двухстепенные силовые гироскопы) и управляющие двигатели-маховики (ДМ). Это обусловлено экономией рабочего тела (топлива или газа) для микрореактивных двигателей на борту, а также высокой точностью ориентации, надежностью и возможностью сохранения «прозрачной среды» вокруг объекта, необходимой для работы бортового оптического оборудования.

Силовые гироскопы, обладающие наивысшими энергетическими характеристиками – управляющим и кинетическим моментами, целесообразно использовать для тяжелых орбитальных станций и больших космических структур или аппаратов с высокой динамикой движения. Двигатели-маховики имеют на порядок меньшие управляющие моменты и максимальный кинетический момент, но при этом они существенно дешевле и проще в управлении. Обычно ДМ применяются на автоматических КА (спутниках) и относительно легких орбитальных станциях, где нет высоких требований к динамике движения или требуется плавность регулирования угловым положением аппарата.

В задачу ДМ входит создание управляющего момента, прикладываемого к корпусу КА. Управляющий момент пропорционален ускорению вращения ротора ДМ, поэтому задачу электропривода можно свести к управлению ускорением. В этом заключается специфика управления ДМ по отношению к традиционным системам управления скоростью вращения или положением ротора двигателя. Несмотря на достаточно большую историю использования ДМ в системах управления КА, задача повышения качества работы электропривода маховика продолжает оставаться актуальной [3–5]. Это связано с появлением новых классов космических аппаратов [6], необходимостью учета деградации элементов КА и параметрической неопределенности [7, 8], разработкой уточненных моделей динамики ДМ [9, 10].

Применение робастных [11] и адаптивных [12, 13] алгоритмов является одной из основных тенденций развития систем управления ДМ. Положительный эффект здесь может дать использование нечеткого логического управления [8, 12, 14–16], искусственных нейронных сетей [13], а также других интеллектуальных алгоритмов [17].

В настоящей работе рассматривается вариант использования нечеткого логического регулятора для реализации переменного коэффициента усиления в контуре управления током ДМ.

### Математическое описание задачи управления ускорением двигателя-маховика

Двигатель-маховик создает управляющий момент при изменении скорости вращения своего ротора:

$$M_{\text{д}} = J \frac{d\omega}{dt} = \frac{dH}{dt}, \quad (1)$$

где  $M_{\text{д}}$  – управляющий (динамический) момент ДМ;  $J$  – момент инерции ротора ДМ;  $\omega$  – скорость вращения ротора ДМ;  $H$  – кинетический момент ротора ДМ ( $H = J\omega$ ).

На корпус КА воздействуют управляющим моментом, численно равным и обратным по знаку динамическому моменту, развиваемому ДМ.

В процессе работы момент инерции ротора маховика можно считать постоянным ( $J = const$ ), поэтому задача управления сводится к обеспечению заданного ускорения вращения ротора.

Система управления ДМ содержит устройство, которое обеспечивает связь с верхним уровнем управления, принимает значение требуемого управляющего момента  $N_Y$  и передает информацию о текущем состоянии системы (ток потребления  $i$  и скорость вращения ротора  $\omega$ ). Блок управления двигателем обеспечивает функционирование электродвигателя и реализацию необходимых законов движения ротора. Для формирования сигнала обратной связи используется информация об угловом положении ротора  $\varphi$ , снимаемая с дискретного датчика угла:

$$\frac{d\varphi}{dt} = \omega.$$

Исходя из назначения прибора, можно определить требования к качеству работы электропривода маховика: обеспечение требуемого управляющего момента, пропорционального входному сигналу; обеспечение заданной погрешности среднего значения управляющего момента; обеспечение минимальных низкочастотных пульсаций управляющего момента; обеспечение заданного времени переходного процесса.

Если  $N_Y$  представлен в цифровом виде, то момент двигателя пропорционален входному сигналу  $N_Y$ :

$$M_d = kN_Y, \quad (2)$$

где  $k$  – коэффициент пропорциональности.

Погрешность реализации управляющего момента определяется в основном точностью преобразования входного сигнала  $N_Y$  в момент двигателя, а также величиной момента сопротивления  $M_c$ , который складывается из момента сухого трения, момента вязкого трения и вентиляторного момента:

$$J \frac{d\omega}{dt} = M_d - M_c. \quad (3)$$

Если в качестве приводного электродвигателя ДМ применяется бесконтактный двигатель постоянного тока (БДПТ), то электромагнитный момент, развиваемый двигателем, пропорционален величине тока, протекающего в обмотке статора:

$$M_d = k_d i, \quad (4)$$

где  $k_d$  – коэффициент пропорциональности между током и моментом двигателя;  $i$  – ток в обмотке статора.

Широко используется схема управления маховиком, поддерживающая ток в двигателе пропорциональным требуемому моменту – входному сигналу:

$$i = k_i N_Y, \quad (5)$$

где  $k_i$  – коэффициент пропорциональности.

Уравнение движения ротора в этом случае принимает вид

$$J \frac{d\omega}{dt} = k_d k_i N_Y - M_c. \quad (6)$$

В [18, 19] предлагается схема управления движением ротора, основанная на стабилизации скорости вращения маховика относительно расчетной скорости (рис. 1, где приняты следующие обозначения: РТ – регулятор тока, ИС – измеритель скорости,  $n$  – номер текущего такта измерения скорости, ДУ – датчик угла).

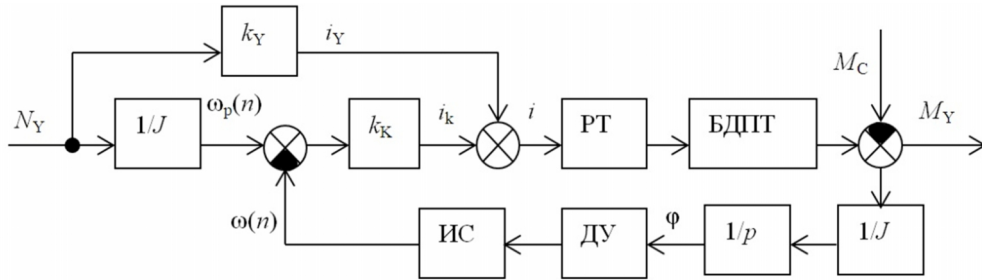


Рис. 1. Функциональная схема управления моментом

Основная идея заключается в том, что на каждом такте измерения сравнивается текущее значение скорости  $\omega$  и расчетное значение скорости  $\omega_p$ .

Регулятор тока поддерживает ток двигателя, который можно представить суммой двух составляющих:

$$i = i_Y + i_K = k_Y N_Y + k_K (\omega_p(n) - \omega(n)), \quad (7)$$

где  $i_Y$  – составляющая, пропорциональная величине входного сигнала;  $i_K$  – составляющая, соответствующая погрешности реализации управляющего момента.

Закон управления (7) является классическим вариантом управления по ошибке с постоянным коэффициентом пропорциональности.

Значение расчетной скорости вычисляется интегрированием входного сигнала – требуемого ускорения в интеграторе:

$$\omega_p(n) = \omega_p(n-1) + \frac{M_z(n)}{J} \Delta t, \quad (8)$$

где  $M_z$  – текущее значение требуемого управляющего момента;  $\Delta t$  – шаг интегрирования по времени.

Измеренная скорость определяется схемой ИС на основании информации об угловом положении ротора, поступающей с ДУ. Сигнал с датчика положения ротора поступает в схему управления в виде последовательности импульсов. Число импульсов на оборот  $N_\phi$  определяет дискретность датчика  $\Delta_\phi$  (точность измерения угла):

$$\Delta_\phi = \frac{2\pi}{N_\phi}. \quad (9)$$

Появление импульса означает поворот на угол  $\phi = \Delta_\phi$ .

Требования к значению коэффициента усиления контура  $k_k$  противоречивы: с одной стороны, для повышения точности и плавности регулирования в установившемся режиме  $k_k$  должен быть равен единице, с другой –  $k_k$  должен быть достаточно велик, чтобы обеспечить удовлетворительное время переходного процесса. По этой причине желательно выбирать переменный коэффициент усиления.

### Нечеткое управление ускорением ДМ

Для реализации нелинейного закона изменения коэффициента  $k_k$  может быть использован нечеткий логический регулятор (НЛР) [20], который может иметь несколько каналов управления. Рассмотрим закон управления по одному каналу НЛР, который связывает одну входную и одну выходную переменные. Можно показать, что свойства НЛР определяются его нелинейной преобразующей функцией.

Пусть для термов, входящих в нечеткие правила, выполняются следующие условия [21].

1. Для посылок и заключений используются треугольные функции принадлежности с лингвистическими метками  $A_i$  и  $B_i$ . Каждой паре термов соответствует правило вида «если  $A_i$ , то  $B_i$ ».

2. Термы образуют нечеткое разбиение соответствующих базовых множеств, так что

$$\forall x: \sum_{i=1}^n \mu_{A_i}(x) = 1,$$

где  $\mu_{A_i}(x)$  – степень принадлежности  $x$  к нечеткому множеству  $A_i$ .

3. Для дефазификации используется дискретный метод центра тяжести:

$$u = \frac{\sum_{i=1}^n \mu_{A_i}(x) u_i}{\sum_{i=1}^n \mu_{A_i}(x)} = \sum_{i=1}^n \mu_{A_i}(x) u_i,$$

где  $u_i$  – центральная точка терма  $B_i$ .

Тогда закон управления описывается некой плоской кривой, пример которой для канала ошибки приведен на рис. 2.

Как показывает рис. 2, форма управляющей кривой зависит от расположения и количества термов входной и выходной переменных. Для приведенного примера с пятью термами настройка заключается в выборе положения точки  $x$ . Положение центрального и крайних термов фиксировано, поэтому при семи термах потребуется выбрать положение двух промежуточных, а при  $n$  термах –  $(n - 3)/2$ . Закон управления оказывается кусочно-линейным, так что каждому диапазону значения входной переменной будет соответствовать свой коэффициент усиления. За счет увеличения количества термов можно добиться сколь угодно сложного вида управляющей кривой. Выбор положения термов требует использования методов глобальной оптимизации, таких как генетический алгоритм (ГА) [22, 23]. В рассматриваемой задаче генетической оптимизации подлежат пара-

метры НЛР, реализующего функцию  $F$ , которая описывает нечеткий закон управления коэффициентом:

$$k_K = F(\omega_p(n) - \omega(n)).$$

ГА выполняется в режиме офлайн.

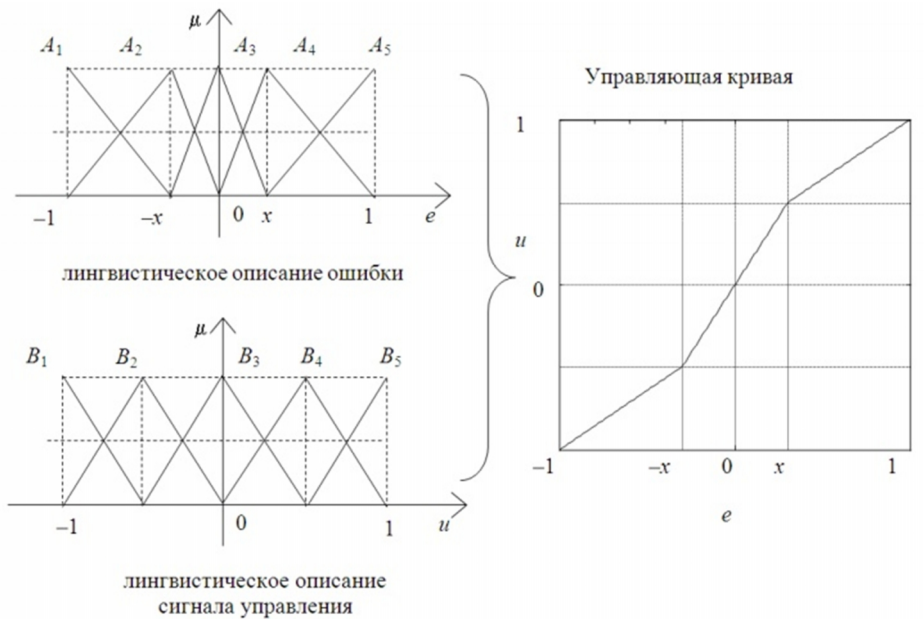


Рис. 2. Геометрическая интерпретация нечеткого закона управления

Параметры НЛР кодируются хромосомой  $P$ , так что минимизируемая целевая функция может быть выбрана в виде

$$F(P) = \sum_{i=1}^N |(M_Z)_i - M_i| \text{ или } F(P) = \sum_{i=1}^N ((M_Z)_i - M_i)^2,$$

где  $i$  – момент времени,  $P$  – параметры регулятора.

Нечеткий регулятор имеет двухканальную структуру (сигналы каналов суммируются), используя в качестве входных сигналов информацию о приращении ошибки на дискретном интервале времени (рис. 3, где ТГ – тактовый генератор,  $\Pi_1$ – $\Pi_3$  – элемент памяти (защелка),  $\Delta$  – элемент задержки).

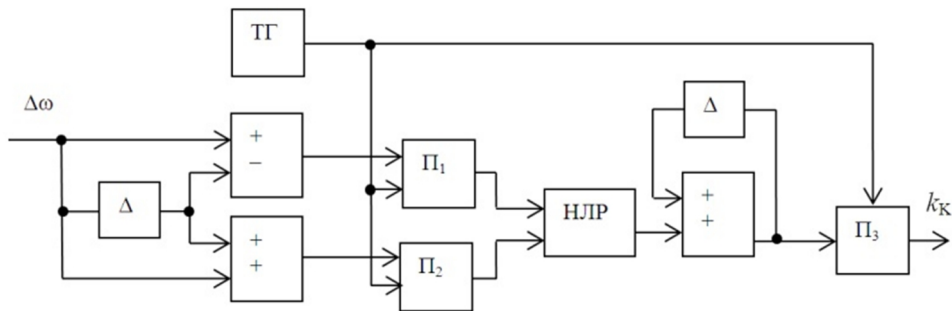


Рис. 3. Схема формирования коэффициента  $k_K$

### Результаты моделирования

Моделирование осуществлялось при следующих основных параметрах: момента инерции ротора  $J = 1,6 \times 10^{-3} \text{ Н}\cdot\text{м}\cdot\text{с}^2$ , для кодирования числового значения сигнала управления используется 10-разрядный код с учетом знака, диапазона изменения управляющего момента  $\pm 0,05 \text{ Н}\cdot\text{м}$ , момента сопротивления  $M_C < 25 \times 10^{-4} \text{ Н}\cdot\text{м}$ , цена младшего разряда сигнала управляющего момента  $< 0,004 \text{ Н}\cdot\text{м}\cdot\text{с}/\text{ед}$ .

Описание модели ДМ составлено на основании уравнений (1)–(9).

Управляющие кривые, полученные после генетической оптимизации для блоков fuzzy 1 и fuzzy 2, показаны на рис. 4.

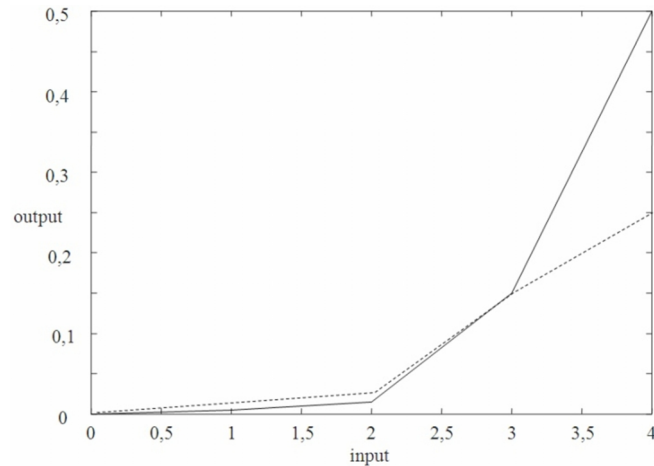


Рис. 4. Отображение, реализуемое блоком fuzzy 1 (пунктир) и fuzzy 2 (сплошная)

При моделировании основное внимание уделялось исследованию динамики ДМ в области малых значений управляющих моментов.

На первом этапе была исследована работа системы при постоянных значениях коэффициентов  $k_Y$  и  $k_K$ . Увеличение значения  $k_Y$  при малых управляющих моментах приводит к нежелательному «выбросу» управляемой величины (рис. 5, где моделирование выполнено при  $k_Y = 2$  и  $k_K = 0,1$ ).

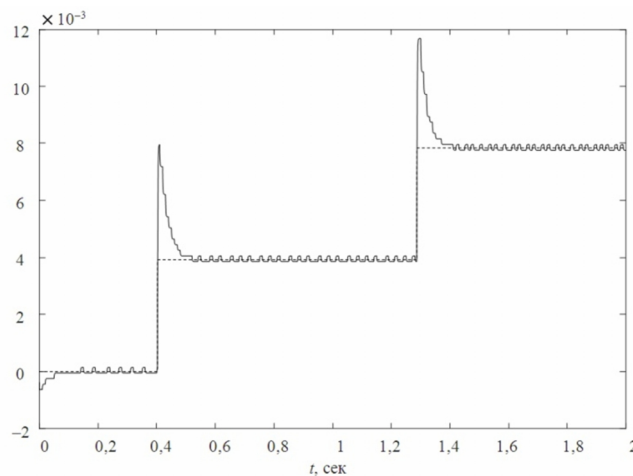


Рис. 5. Переходный процесс при  $k_Y = 2$  (пунктир —  $M_z$ , сплошная —  $M$ )

Как показали вычислительные эксперименты, оптимальным является выбор постоянных  $k_Y = 1$  и  $k_K = 1$ . Однако при этом сохраняются пульсации момента в области установившегося значения входного сигнала, которые сохраняются при уменьшении  $k_K$ . (рис. 6).

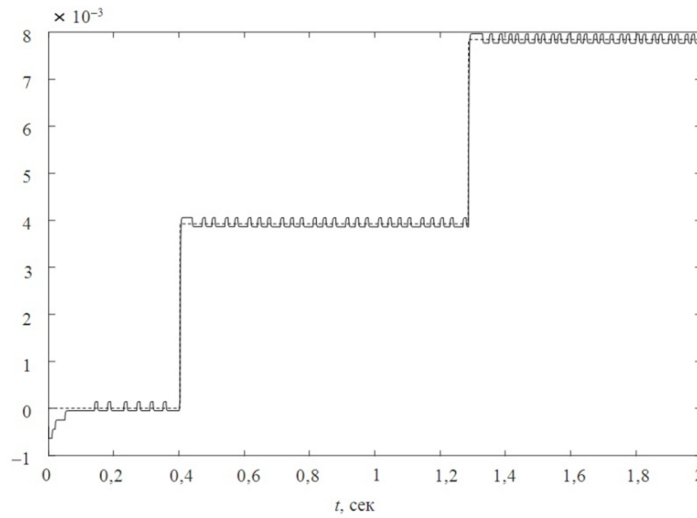


Рис. 6. Переходный процесс при  $k_Y = 1$  (пунктир –  $M_z$ , сплошная –  $M$ )

Пульсациям соответствуют колебания корректирующего кода  $N_K$  (рис. 7).

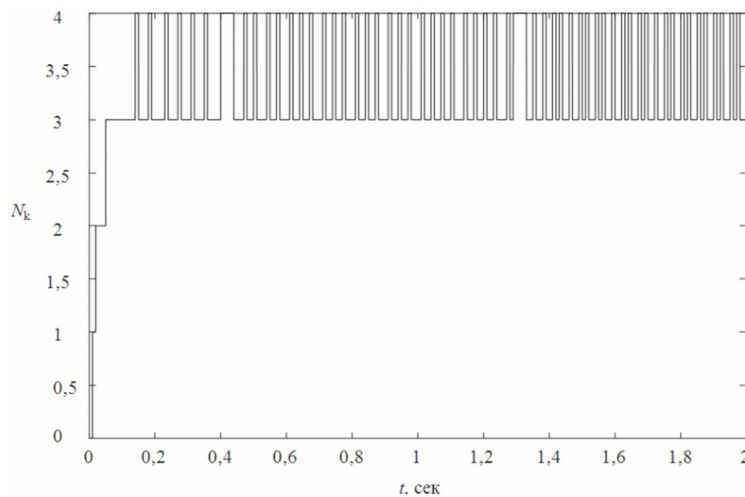


Рис. 7. Изменение управляющего кода

При уменьшении коэффициента  $k_K$  пульсации исчезают, но возникает значительная статическая ошибка, вызванная обнулением  $N_K$  (рис. 8, где моделирование выполнено при  $k_K = 0,1$ ).

На втором этапе была исследована работа системы при постоянном значении коэффициента  $k_Y$  и переменном значении  $k_K$  (рис. 9).

На рис. 10 показано изменение управляющего кода для системы с переменным коэффициентом усиления, а на рис. 11 – изменение коэффициента  $k_K$ .



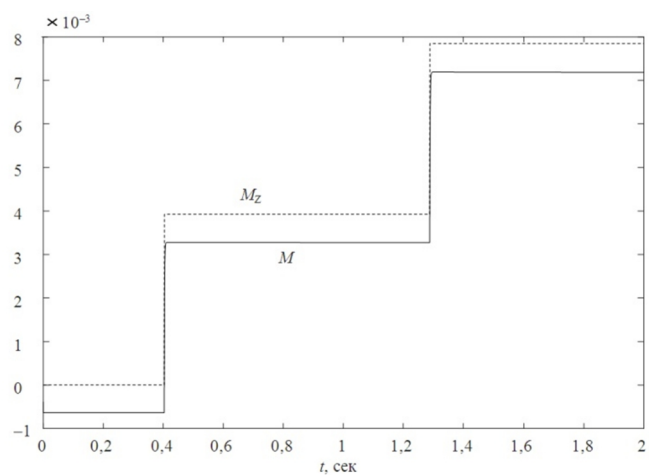


Рис. 8. Возникновение статической ошибки при  $k_k = 0,1$

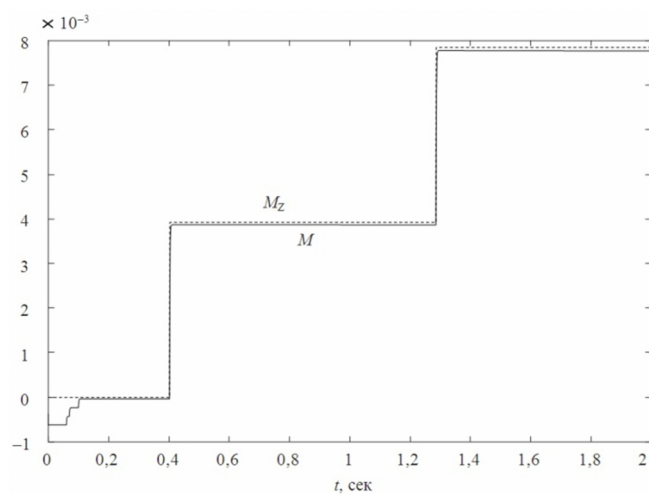


Рис. 9. Переходный процесс при  $k_\gamma = 1$  и переменном  $k_k$

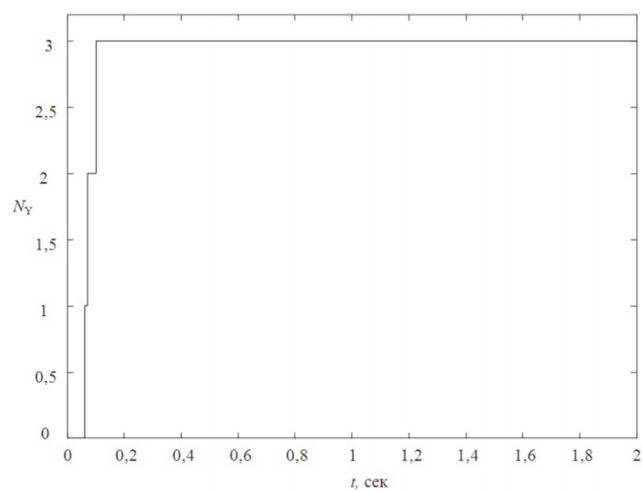


Рис. 10. Изменение управляющего кода при переменном  $k_k$

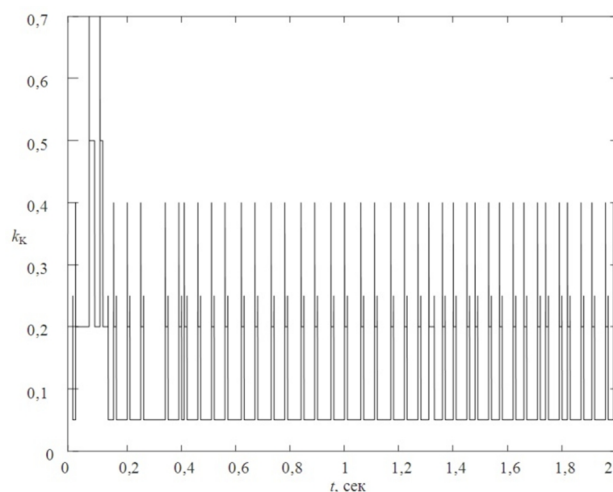


Рис. 11. Изменение коэффициента  $k_k$  во время переходного процесса

Как показали эксперименты, дополнительным преимуществом нелинейного закона управления является возможность сокращения времени создания управляющего момента. На рис. 12 показана обработка момента 0,05 Н·м.

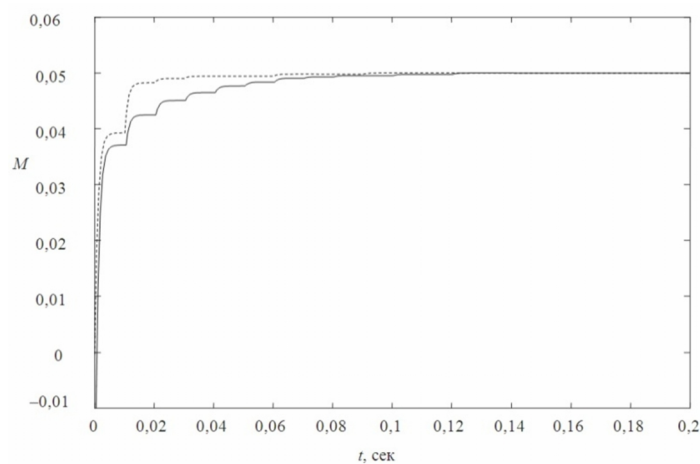


Рис. 12. Обработка максимального управляющего момента: система с постоянным  $k_k$  (сплошная) и переменным  $k_k$  (пунктир) коэффициентами

Сравнение переходных процессов на рис. 6 и 9 показывает, что переменный коэффициент усиления позволяет избежать пульсаций момента при незначительной статической ошибке. По результатам сопоставления рис. 7 и 10 видно, что при малых ошибках коэффициент  $k_k$  обнуляется, так что в управлении участвует только  $k_y$ . Из рис. 12 следует, что время переходного процесса может быть уменьшено в 3-4 раза. При этом желательно уменьшение постоянного коэффициента  $k_y$  до значения 0,8.

### Выводы

Специфика управления ДМ в составе системы управления ориентацией КА заключается в том, что рассматривается задача управления ускорением, а не скоростью вращения ротора.

Предлагаемая модификация схемы управления ДМ предусматривает поддержание тока в двигателе не только пропорционально требуемому моменту, но и, в зависимости от текущей ошибки, с переменным коэффициентом пропорциональности. Соответственно, управляющий ток представляет собой сумму двух токов, один из которых пропорционален заданному значению, а второй вырабатывается с помощью нечеткого регулятора, параметры которого оптимизированы с помощью ГА.

Проведенные вычислительные эксперименты показали, что при использовании нелинейного закона управления моментом ДМ можно добиться реального улучшения качества управления по ошибке по отношению к системе с постоянным коэффициентом усиления. Основным эффектом при этом заключается в возможности устранения пульсаций при отработке малых значений управляющего момента. Дополнительное преимущество предлагаемой схемы заключается в уменьшении времени переходного процесса, которое проявляется при отработке управляющих значений момента, близких к максимальным.

При моделировании было использовано достаточно простое математическое описание динамики ДМ, что диктуется большими вычислительными затратами при эволюционной оптимизации [24]. Дальнейшие исследования предлагаемой схемы управления требуют проведения натурных испытаний.

В целом, предлагаемая методика нелинейного управления моментом ДМ может быть полезна при разработке систем ориентации перспективных КА.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. **Аншаков Г.П., Мантуров А.И., Усталов Ю.М., Горелов Ю.Н.** Управление угловым движением КА ДЗЗ // Полёт. Общероссийский научно-технический журнал. 2006. № 6. С. 12–18.
2. **Сорокин А. В., Башкеев Н. И., Кондратьев О. А.** Электромеханические исполнительные органы для систем ориентации малых космических аппаратов // Гироскопия и навигация. 1998. №4 (23). С.81–88.
3. **Васильев В.Н.** Системы ориентации космических аппаратов. М: ФГУП «НПП ВНИИЭМ», 2009. 309 с.
4. **Лобанов В.С., Тарасенко Н.В., Зборошенко В.Н.** Направления развития систем ориентации и стабилизации космических аппаратов различного назначения // Гироскопия и навигация. 2015. №2 (89). С. 18–29.
5. **Якимовский Д.О., Бураков М.В., Коновалов А.С.** Управление ускорением двигателя-маховика космического аппарата. СПб: ГУАП, 2018. 152 с.
6. **Суббота А.М., Резникова О.В., Андрущенко Т.Н.** Особенности применения двигателей-маховиков на малых космических аппаратах // Авиационно-космическая техника и технология. 2012. № 4 (91). С. 88–92.
7. **Moradi, M.,** Self-tuning PID controller to three-axis stabilization of a satellite with unknown parameters, *International Journal of Non-Linear Mechanics*, 2013, vol. 49, pp. 50–56.
8. **Суббота А.М., Джулгаков В.Г., Басова А.Е.** Применение нечеткого регулятора для повышения качества системы управления КЛА на базе двигателей-маховиков, включенных по дифференциальной схеме // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. 2017. №75. С. 149–157.
9. **Балковой Н. Н., Михальченко Г.Я.** Эталонная цифровая модель управляющего двигателя-маховика // Доклады ТУСУРа. 2014. № 3 (33). С. 161–167.
10. **Meped, D.J., Muthuvinayagam, M.,** Brushless DC motor with dynamic friction compensation for Reaction wheel, *International Journal of Advanced Information Science and Technology (IJAIIST)*, 2014, vol. 23, pp. 178–185.
11. **Sumaya, N., Laila, B.M., Johnson, Y.,** Robust Reaction Wheel Attitude Control of Satellites, *International Journal of Scientific & Engineering Research*, 2016, vol. 7 (4), pp. 599–608.
12. **Guan, P., Liu, X.J., Liu, J.Z.,** Adaptive fuzzy sliding mode control for flexible satellite, *Engineering Applications of Artificial Intelligence*, 2005, vol. 18 (4), pp. 451–459.

13. **Ajorkar, A., Fazlyab, A., Saberi, F., Kabgarian, M.**, Design of an Adaptive-Neural Network Attitude Controller of a Satellite using Reaction Wheels, *Journal of Applied and Computational Mechanics*, 2015, vol. 1 (2), pp. 67–73.
14. **Farrukh, N., Zulkarnain, A.T., Nagi, J.**, Fuzzy bang–bang relay controller for satellite attitude control system, *Aerospace Science and Technology*, 2013, vol. 26 (1), pp. 76–86.
15. **Gomes, W., Rocco, E.M.**, Design of a Fuzzy PID Controller for Application in Satellite Attitude Control System, *Workshop on Space Engineering and Technology*, 2012, pp. 1–8.
16. **Benzeniar, H., Fella, M.K.**, A Microsatellite Reaction Wheel Based of a Fuzzy Logic Controller for the Attitude Control System, *International Review of Automatic Control*, 2009, vol. 2 (1), pp. 102–107.
17. **Толпегин О.А., Литвинова П.Ю.** Управление малым космическим аппаратом с использованием двигателя-маховика на основе метода управления с поводьрем // Вестник Череповецкого государственного университета. 2017. №6 (81). С. 44–52.
18. **Якимовский Д.О., Положенцев Д.С. Джукич Д.И.** Исполнительный электропривод перспективного силового гироскопического комплекса // Доклады ТУСУРа. 2018. № 21 (3). С. 103–109.
19. **Кондратьев А.Б., Ситникова А.В.** Вопросы управления электроприводом системы ориентации с управляющими двигателями-маховиками // Проблемы совершенствования робототехнических систем летательных аппаратов: Сб. докладов 6 Всероссийской НТК. М.: Изд-во МАИ, 2002. С. 296–299.
20. **Бураков М.В., Яковец О.Б.** Нечеткое управление силовым гироскопическим прибором // Изв. вузов. Приборостроение. 2015. Т. 58. № 10. С. 157–166.
21. **Passino, K.M., Yurkovich, S.**, *Fuzzy control*. Addison Wesley Longman, Inc. 1998. 522 p.
22. **Бураков М.В., Коновалов А.С., Яковец О.Б.** Эволюционный синтез нечетких регуляторов // Информационно-управляющие системы. 2015. №6. С. 28–33. doi:10.15217/issn1684-8853.2015.6.28
23. **Yang, X.S.**, *Nature-Inspired Optimization Algorithms*. Elsevier Inc. 2014. 263 p.
24. **Бураков М.В.** Генетический алгоритм: теория и практика. СПб.: ГУАП, 2008. 164с.

---

**Burakov, M.V., Krivolapchuk, I.G., Shishlavov, V.F.** (Saint Petersburg State University of Aerospace Instrumentation (GUAP), St. Petersburg), **and Yakimovskii, D.O.** (GUAP, Research Institute of Control Devices, JSC, St. Petersburg)

Fuzzy Control of Spacecraft Reaction Wheel, *Гироскопия и Навигация*, 2019, vol. 27, no. 3 (106), pp. 119–131.

**Abstract.** The paper considers modification of a reaction wheel current control loop based on a fuzzy controller trained by a genetic algorithm. The control logic maintains the motor current which can be represented as a sum of two components, one of which is proportional to the input signal, and the other one corresponds to the error of control moment implementation. It is shown that the system with a fuzzy controller, which implements the variable gain on the error channel, eliminates the torque pulsation and reduces the time of transient processes while adjusting the control actions. The system operation has been simulated by means of MatLab Simulink software to confirm viability of the proposed control loop. The results of the work can be used in developing the advanced systems of spacecraft attitude control.

**Key words:** spacecraft, reaction wheel, fuzzy logic, simulation, genetic algorithm.

#### REFERENCES

1. **Anshakov, G.P., Manturov, A.I., Ustalov, Yu.M. and Gorelov, Yu.N.**, ERS spacecraft angular motion control, *Polyot*, 2006, no. 6, pp. 12–18.
2. **Sorokin, A.V., Bashkeev, N.I. and Kondrat'ev, O.A.**, Electromechanical actuators of minor spacecraft attitude control systems, *Гироскопия и навигация*, 1998, vol. 23, no. 4, pp. 81–88.
3. **Vasil'ev, V.N.**, *Sistemy orientatsii kosmicheskikh apparatov* (Spacecraft Attitude Systems), Moscow: FGUP NPP VNIIEМ, 2009.

4. **Lobanov, V.S., Tarasenko, N.V. and Zboroshenko, V.N.**, Orientation and stabilization systems of space vehicles for different purposes: Lines of development, *Gyroscopy and Navigation*, 2016, vol. 7, no. 1, pp. 50–57.
5. **Yakimovskii, D.O., Burakov, M.V. and Konovalov, A.S.**, *Upravlenie uskoreniem dvigatelya-makhovika kosmicheskogo apparata* (Control of Spacecraft Reaction Wheel Acceleration), St. Petersburg: GUAP, 2018.
6. **Subbota, A.M., Reznikova, O.V. and Andrushchenko, T.N.**, Specific features of reaction wheels application on minor space vehicles, *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya*, 2012, vol. 91, no. 4, pp. 88–92.
7. **Moradi, M.**, Self-tuning PID controller to three-axis stabilization of a satellite with unknown parameters, *International Journal of Non-Linear Mechanics*, 2013, vol. 49, pp. 50–56.
8. **Subbota, A.M., Dzhulgakov, V.G. and Basova, A.E.**, Fuzzy controller application for spacecraft control system enhancement, based on reaction wheels integrated by differential scheme, *Otkrytye informatsionnye i komp'yuternye integrirovannye tekhnologii*, 2017, no. 75, pp. 149–157.
9. **Balkovoi, N.N. and Mikhal'chenko, G.Ya.**, Digital reference model of the reaction wheel used in a spacecraft orientation and stabilization system, *Proceedings of TUSUR*, 2014, vol. 33, no. 3, pp. 161–167.
10. **Meped, D.J. and Muthuvinaiyagam, M.**, Brushless DC motor with dynamic friction compensation for reaction wheel, *International Journal of Advanced Information Science and Technology (IAIST)*, 2014, vol. 23, pp. 178–185.
11. **Sumaya, N., Laila, B.M. and Johnson, Y.**, Robust reaction wheel attitude control of satellites, *International Journal of Scientific & Engineering Research*, 2016, vol. 7, no. 4, pp. 599–608.
12. **Guan, P., Liu, X.J. and Liu, J.Z.**, Adaptive fuzzy sliding mode control for flexible satellite, *Engineering Applications of Artificial Intelligence*, 2005, vol. 18, no. 4, pp. 451–459.
13. **Ajorkar, A., Fazlyab, A., Saberi, F. and Kabganian, M.**, Design of an adaptive-neural network attitude controller of a satellite using reaction wheels, *Journal of Applied and Computational Mechanics*, 2015, vol. 1, no. 2, pp. 67–73.
14. **Farrukh, N., Zulkarnain, A.T. and Nagi, J.**, Fuzzy bang–bang relay controller for satellite attitude control system, *Aerospace Science and Technology*, 2013, vol. 26, no. 1, pp. 76–86.
15. **Gomes, W. and Rocco, E.M.**, Design of a fuzzy PID controller for application in satellite attitude control system, *Proc. Workshop on Space Engineering and Technology*, 2012, pp. 1–8.
16. **Benzeniar, H. and Fellah, M.K.**, A microsatellite reaction wheel based on a fuzzy logic controller for the attitude control system, *International Review of Automatic Control*, 2009, vol. 2, no. 1, pp. 102–107.
17. **Tolpegin, O.A. and Litvinova, P.Yu.**, A small spacecraft control with the use of flywheel on the basis of the control method with a guide, *Vestnik Cherepovetskogo Gosudarstvennogo Universiteta*, 2017, vol. 81, no. 6, pp. 44–52.
18. **Yakimovskii, D.O., Polozhentsev, D.S. and Dzhukich, D.I.**, Actuating electric drive of advanced powered gyroscopic system, *Proc. of TUSUR*, 2018, vol. 21, no. 3, pp. 103–109.
19. **Kondrat'ev, A.B. and Sitnikova, A.V.**, Issues on electric drive control in an attitude system with control reaction wheels. *Proc. 6th All-Russian Research and Engineering Conference on the Problems of Aircraft Robotic Systems Improvement*, Moscow, MAI Publisher, 2002, pp. 296–299.
20. **Burakov, M.V. and Yakovets, O.B.**, Fuzzy logic control over a power gyroscopic system, *Izvestiya vuzov. Priborostroenie*, 2015, vol. 58, no. 10, pp. 157–166.
21. **Passino, K.M. and Yurkovich, S.**, *Fuzzy Control*, Menlo Park, CA: Addison-Wesley Longman, Inc., 1998.
22. **Burakov, M.V., Konovalov, A.S. and Yakovets, O.B.**, Evolutionary design of fuzzy logic controllers, *Informatsionno-upravlyayushchie sistemy*, 2015, no. 6, pp. 28–33.
23. **Yang, X.S.**, *Nature-Inspired Optimization Algorithms*, London: Elsevier Inc., 2014.
24. **Burakov, M.V.**, *Geneticheskii algoritm: teoriya i praktika* (Genetic Algorithm: Theory and Practice), St. Petersburg: GUAP, 2008.

Материал поступил 10.04.2019