

Экстенсивное управление ориентацией околоземного спутника на основе нечеткой логики

К.Б. Алексеев, А.А. Малявин, А.В. Шадян

Московский государственный индустриальный университет
115280, Москва, ул. Автозаводская, д. 16
E-mail: idalgo@rambler.ru

Изменение углового положения космического аппарата одним плоским разворотом вокруг мгновенной оси предполагает сохранение положения этой оси в пространстве. Это возможно при полной компенсации гироскопического момента, возникающего в случае динамической асимметрии аппарата и возмущений, обусловленных частичной неопределенностью параметров аппарата. Данное обстоятельство, затрудняет получение количественной оценки точности и качества выполнения плоского разворота, включая оценки энергетических затрат и быстродействия.

В докладе рассматривается возможность преодоления указанных трудностей синтеза управления на основе нечеткой логики.

Вопросы создания и использования приборов и систем для спутникового мониторинга состояния окружающей среды

Введем две ортогональные правосторонние системы координат с общим началом в центре масс аппарата (рис. 1): инерциальную систему координат (ИСК) $Ox_1x_2x_3$ и жестко связанную с аппаратом систему координат (ССК) $Ox'_1x'_2x'_3$ и определим их взаимное расположение матрицей A , направляющих косинусов

$$A = \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \theta & \cos \theta \sin \psi & -\sin \theta \\ \sin \gamma \sin \theta \cos \psi - \cos \gamma \sin \psi & \sin \gamma \sin \theta \sin \psi + \cos \gamma \cos \psi & \sin \gamma \cos \theta \\ \cos \gamma \sin \theta \sin \psi + \sin \gamma \sin \psi & \cos \gamma \sin \theta \cos \psi - \sin \gamma \cos \psi & \cos \gamma \cos \theta \end{bmatrix}, \quad (1)$$

где ψ , θ и γ – углы Эйлера-Крылова с принятой последовательностью вращения вокруг осей Ox_3 , Ox'_2 и Ox_1 , соответственно.

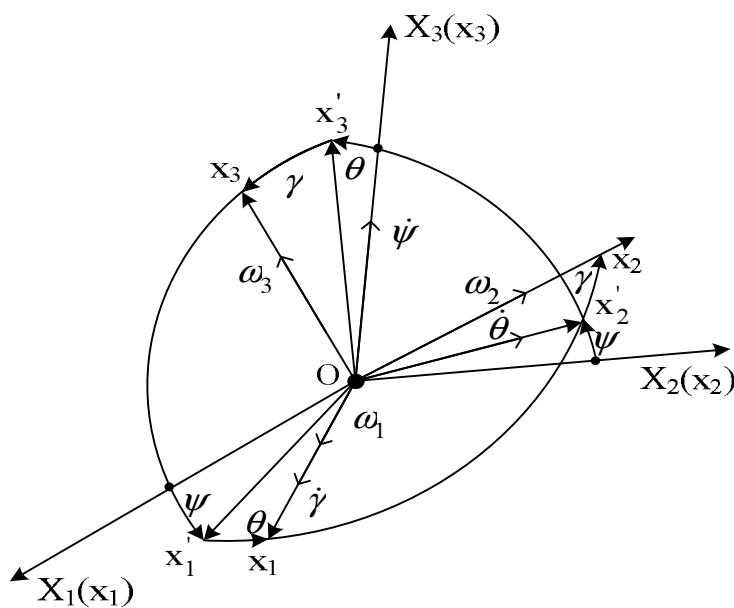


Рис. 1. Углы Эйлера-Крылова

Задача управления состоит в переводе космического аппарата КА из начального положения

$$\begin{cases} \psi(0) = \psi_0, \theta(0) = \theta_0, \gamma(0) = \gamma_0 \\ \dot{\psi}(0) = \dot{\theta}(0) = \dot{\gamma}(0) = 0 \end{cases}, \quad (2)$$

в конечное

$$\begin{cases} \psi(T) = \psi_T, \theta(T) = \theta_T, \gamma(T) = \gamma_T \\ \dot{\psi}(T) = \dot{\theta}(T) = \dot{\gamma}(T) = 0 \end{cases} \quad (3)$$

управляющим воздействием на аппарат, формируемым на основе алгоритмов нечеткой логики с обеспечением требуемых точности и качества переориентации.

Это воздействие \vec{M} представляет собой векторную сумму (рис. 2) моментов

$$\vec{M} = |\vec{M}_k| \cdot \vec{e}_k + |\vec{M}_{gk}| \cdot \vec{e}_{gk},$$

создаваемых по связанным осям, удовлетворяющим заданным ограничениям по модулю.

Здесь $|\vec{M}_k| \vec{e}_k$ и $|\vec{M}_{gk}| \vec{e}_{gk}$ – инерционный и компенсирующий моменты, а \vec{e}_k и \vec{e}_{gk} их единичные орты, направление которых определяется равенствами

$$\vec{e}_k = \frac{J_i}{J_k} \vec{e}_\varphi, \quad (4)$$

$$\vec{e}_{gk} = \frac{J_i}{J_{gk}} \vec{e}_g, \quad (5)$$

где J_i ($i=1..3$) – главные моменты инерции КА; $J_k = \sqrt{\sum_{i=1}^3 (J_i V_i)^2}$ – момент инерции относительно оси \vec{e}_k ;

$$V_i = \frac{a_{i+1,i+2} - a_{i+2,i+1}}{2 \sin \varphi} \quad (i=1..3), \quad (6)$$

где V_i – направляющие косинусы, характеризующие направление вектора мгновенного разворота \vec{e}_φ и направление вектора приложения кинетического момента \vec{e}_k .

φ – текущее значение угла эквивалентного разворота КА, определяемого по формуле

$$\varphi = \arccos\left(\frac{\text{tr}A - 1}{2}\right), \quad (7)$$

где $\text{tr}A = \sum_{i=1}^3 a_{ii}$ – след матрицы направляющих косинусов A ,

a_{ii} – диагональные элементы матрицы A .

$J_{gk} = \sqrt{\sum_{i=1}^3 (J_i \mu_i)^2}$ – момент инерции относительно оси \vec{e}_{gk} ; μ_i ($i=1..3$) – направляющие

косинусы, характеризующие направление вектора \vec{e}_g , определяемого как

$$\vec{e}_g = \frac{\dot{\vec{\phi}}_g}{|\dot{\vec{\phi}}_g|} \quad (8)$$

и вектора приложения гироскопического момента \vec{e}_{gk} .

$\dot{\vec{\phi}}_g$ – составляющая вектора скорости вращения КА, обусловленная наличием

некомпенсированного гироскопического момента

$$\dot{\vec{\varphi}}_g = \vec{\omega} - \dot{\varphi} \cdot \vec{e}_\varphi \quad (9)$$

где $\dot{\varphi} = \vec{e}_\varphi \cdot \vec{\omega}$ – скорость вращения аппарата вокруг мгновенно оси.

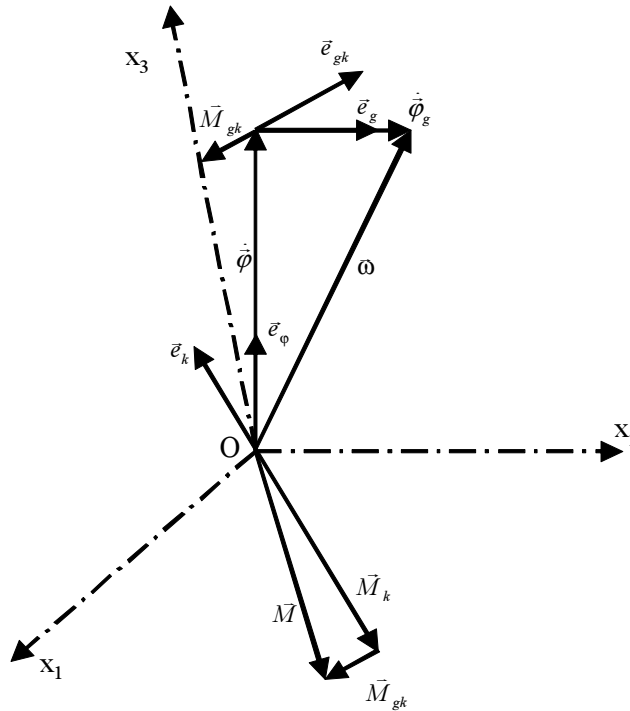


Рис. 2. Определение направления приложения управляющего и компенсирующего моментов

Синтез управления угловой ориентацией КА на основе нечеткой логики

При экстенсивном развороте [1, 2] КА принимается допущение о компенсации гироскопического момента, возникающего в случае динамической асимметрии аппарата ($J_1 \neq J_2 \neq J_3$). Это позволяет упростить исследование процесса переориентации, допущением, что вектор угловой скорости аппарата $\vec{\omega}$ совпадает с мгновенной осью Эйлера \vec{e}_φ

$$\vec{\omega} = \dot{\varphi} \cdot \vec{e}_\varphi. \quad (10)$$

Однако данное допущение не является корректным, как это показано выше, что затрудняет получение достоверной оценки точности и качества переходного процесса при плоском развороте.

Нелинейность динамических уравнений

$$\begin{cases} J_1 \dot{\omega}_1 + (J_3 - J_2) \omega_2 \omega_3 = M_1 \\ J_2 \dot{\omega}_2 + (J_1 - J_3) \omega_1 \omega_3 = M_2, \\ J_3 \dot{\omega}_3 + (J_2 - J_1) \omega_1 \omega_2 = M_3 \end{cases} \quad (13)$$

и кинематических соотношений

$$\begin{cases} \dot{\psi} = \frac{\omega_2 \sin(\gamma) + \omega_3 \cos(\gamma)}{\cos(\theta)} \\ \dot{\theta} = \omega_2 \cos(\gamma) - \omega_3 \sin(\gamma) \\ \dot{\gamma} = \omega_1 + (\omega_2 \sin(\gamma) + \omega_3 \cos(\gamma)) \operatorname{tg}(\theta) \end{cases}, \quad (14)$$

описывающих вращательные движения твердого тела, являющегося математической моделью КА, а также неопределенность динамических параметров аппарата существенно усложняют данную задачу, учитывая отсутствие аналитических методов ее решения. По этой причине, применение алгоритмов нечеткой логики может облегчить синтез управления угловой ориентацией КА, отвечающее заданным требованиям.

Отметим, что в данной работе все алгоритмы управления реализованы на основе программного обеспечения, предназначенного для выполнения бортовой ЭВМ. Функциональная схема системы управления ориентацией космического аппарата приведена на рис. 3.

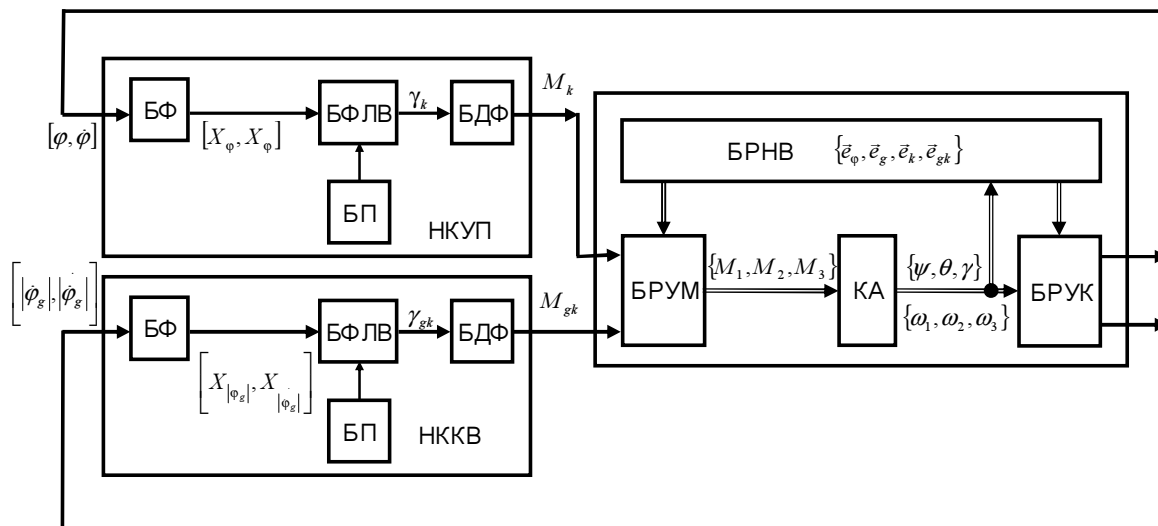


Рис. 3. Функциональная схема системы управления ориентацией космического аппарата

Описываемая нечеткая система управления ориентацией космического аппарата состоит из двух основных контуров: контура управления мгновенным разворотом и контура компенсации возмущений.

Работа системы осуществляется следующим образом. В каждый момент времени производится измерение углов Эйлера-Крылова $\{\psi, \theta, \gamma\}$ и скоростей вращения $\{\omega_1, \omega_2, \omega_3\}$ космического аппарата. В блоке расчета направляющих векторов (БРНВ) определяются \vec{e}_φ , \vec{e}_k и \vec{e}_{gk} по формулам (4–6). Данная информация используется блоком расчета управляемых координат (БРУК), в котором по формулам (7–9, 15) производится расчет угла эквивалентного разворота φ , скорости поворота $\dot{\varphi}$ и модулей скорости $|\dot{\varphi}_g|$ и ускорения $|\ddot{\varphi}_g|$ и передает их нечеткому контроллеру угла поворота и нечеткому контроллеру компенсации возмущений, соответственно.

Значения ускорения $|\ddot{\varphi}_g|$ определим как конечную разность

$$|\ddot{\varphi}_g|_n = \left(|\dot{\varphi}_g|_n - |\dot{\varphi}_g|_{n-1} \right) / \tau \quad (15)$$

где $|\dot{\varphi}_g|_n$, $|\dot{\varphi}_g|_{n-1}$ – значения гироскопической составляющей скорости вращения в моменты времени t_n , t_{n-1} ; τ – период дискретизации.

Каждый нечеткий контроллер состоит из четырех элементов: блока фаззификации (БФ), базы правил (БП), блока формирования логического вывода (БФЛВ), и блока дефаззификации (БДФ) [4, 5].

Физические управляемые координаты $[\varphi, \dot{\varphi}]$ и $\left[|\dot{\varphi}_g|, \dot{\varphi}_g \right]$ преобразуются посредством блока фаззификации в лингвистические переменные $[X_\varphi, X_{\dot{\varphi}}]$ и $\left[X_{|\dot{\varphi}_g|}, X_{\dot{\varphi}_g} \right]$.

На этом этапе происходит определение функций принадлежности каждой управляемой координаты, а результат подается на блок формирования логического вывода.

Блок формирования логического вывода на основе нечетких управляемых координат, каждая из которых описывается несколькими функциями принадлежности (по числу термов), и, руководствуясь базой правил (Табл. 1, 2), производит вычисление нечеткого управляющего воздействия $\{\gamma_k, \gamma_{gk}\}$.

Полученное нечеткое управляющее воздействие посредством блока дефаззификации приводится к действительному значению $\{M_k, M_{gk}\}$, которое подается на вход блока расчета управляющих моментов (БРУМ). Блок расчета управляющих моментов, используя данные о положениях осей $\{\vec{e}_k, \vec{e}_{gk}\}$, к которым должны быть приложены моменты $\{M_k, M_{gk}\}$ и с учетом ограничений налагаемых на момент, производит расчет управляющих моментов M_i ($i=1..3$) прилагаемых по осям x_i ($i=1..3$).

Для описания лингвистических переменных были выбраны треугольные функции принадлежности. При этом, управляемые координаты $\varphi, \dot{\varphi}$ нечеткого контроллера угла поворота были заданы следующими термами (рис. 4, а–б):

φ – нулевой (Н), очень малый (ОМ), малый (М), средний (С), большой (Б);

$\dot{\varphi}$ – отрицательный большой (ОБ), отрицательный средний (ОС), отрицательный очень малый (ООМ), отрицательный малый (ОМ), нулевой (Н), положительный очень малый (ПОМ), положительный малый (ПМ), положительный средний (ПС), положительный большой (ПБ).

Для описания величины момента M_k , необходимого для осуществления требуемого разворота были выбраны следующие термы (рис.4в):

M_k – отрицательный большой (ОБ), отрицательный средний (ОС), отрицательный (О), отрицательный малый (ОМ), нулевой (Н), положительный малый (ПМ), положительный (П), положительный средний (ПС), положительный большой (ПБ).

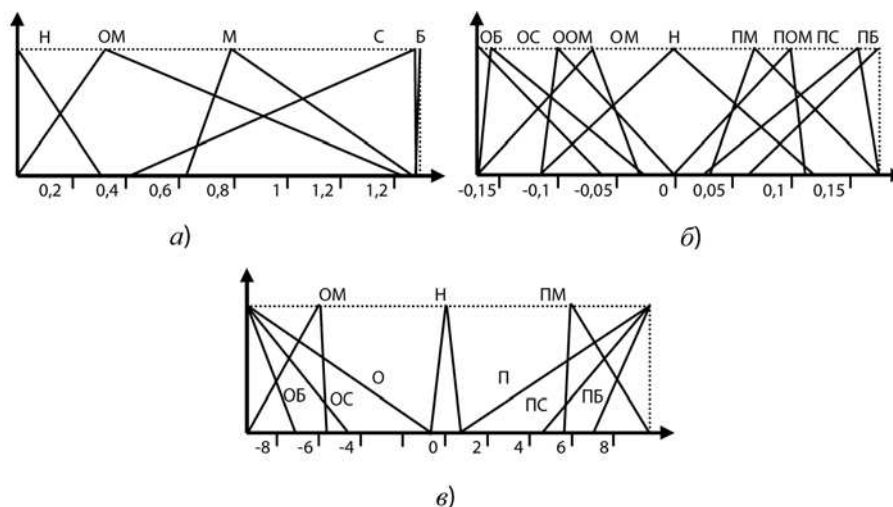


Рис. 4. Термы управляющего и управляемых координат: а) угла эквивалентного разворота; б) скорости изменения угла эквивалентного разворота; в) управляющего момента

Поскольку возмущения вызванные воздействием гироскопических сил являются небольшими, то для контроллера компенсации возмущений было выбрано меньшее количество термов:

$|\dot{\phi}_g|$ – отрицательный большой (ОБ), отрицательный средний (ОС), нулевой (Н), положительный средний (ПС), положительный большой (ПБ) (рис. 5, а);

$|\dot{\phi}_g|$ – отрицательный большой (ОБ), отрицательный средний (ОС), нулевой (Н), положительный средний (ПС), положительный большой (ПБ) (рис. 5б);

M_{gk} – отрицательный большой (ОБ), отрицательный средний (ОС), нулевой (Н), положительный средний (ПС), положительный большой (ПБ) (рис. 5в).

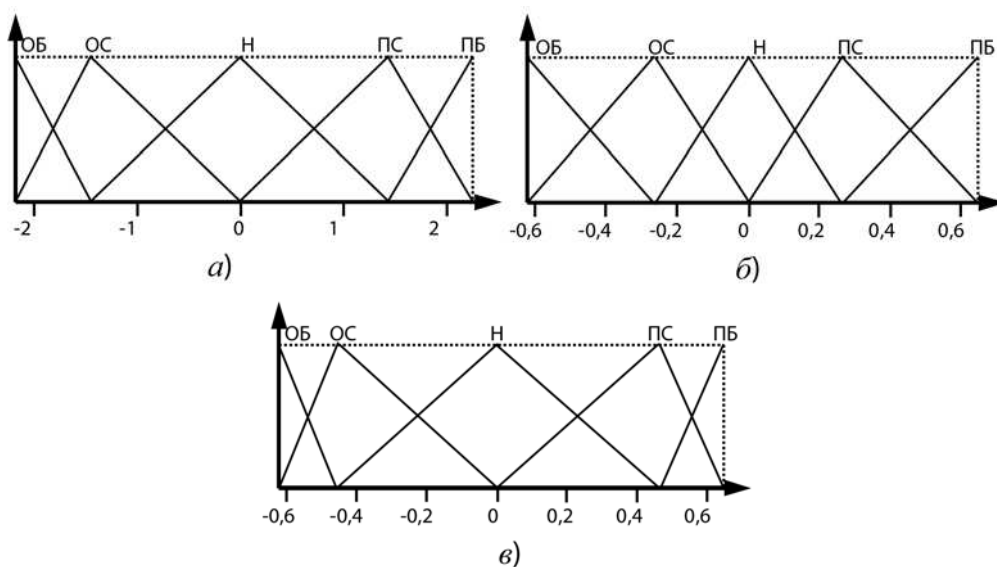


Рис. 5. Термы контроллера компенсационных возмущений: а) гироскопической скорости; б) производной гироскопической скорости; в) компенсационного момента

Таблица 1. База правил нечеткого контроллера угла эквивалентного разворота

ϕ \ $\dot{\phi}$	ОБ	ОС	ОМ	ООМ	Н	ПОМ	ПМ	ПС	ПБ
Б	П	ПБ	ПС	ПМ	Н	ОМ	ОС	ОБ	О
С	П	П	ПБ	Н	ОБ	О	О	О	О
М	ПБ	ПС	Н	ОС	ОБ	О	О	О	О
ОМ	ПС	ОМ	ОС	О	О	О	О	О	О
Н	ПБ	О	О	О	О	О	О	О	О

Таблица 2. База правил нечеткого контроллера компенсации возмущающих моментов

$ \dot{\phi}_g $ \ $ \dot{\phi}_g $	ОБ	ОС	Н	ПС	ПБ
ОБ	ПБ	ПБ	ПБ	ПС	Н
ОС	ПБ	ПБ	ПС	Н	ОС
Н	ПБ	ПС	Н	ОС	ОБ
ПС	ПС	Н	ОС	ОБ	ОБ
ПБ	Н	ОС	ОБ	ОБ	ОБ

В качестве алгоритма нечеткого вывода был использован алгоритм Мамдани [6].

На рисунках 6-9 для иллюстрации приведены временные зависимости угла эквивалентного разворота φ , углов Эйлера-Крылова ψ , θ , γ , угловых скоростей аппарата ω_i и управляющих моментов M_i в проекциях на связанные оси. Переориентация космического аппарата осуществляется из положения заданного углами Эйлера-Крылова $\psi(0)=34^\circ$, $\theta(0)=-7,5^\circ$, $\gamma(0)=16,5^\circ$ и угловыми скоростями $\omega_i(0)=0$ ($i=1..3$) в положение $\psi(T)=\theta(T)=\gamma(T)=0^\circ$ и $\omega_i(T)=0$ ($i=1..3$). Моменты инерции аппарата относительно трех связанных осей равны $J_1=250$ (кг·м²), $J_2=200$ (кг·м²), $J_3=180$ (кг·м²). Ограничения на управляющие моменты по каждой оси $|\vec{M}_i| \leq 1$ (Н·м).

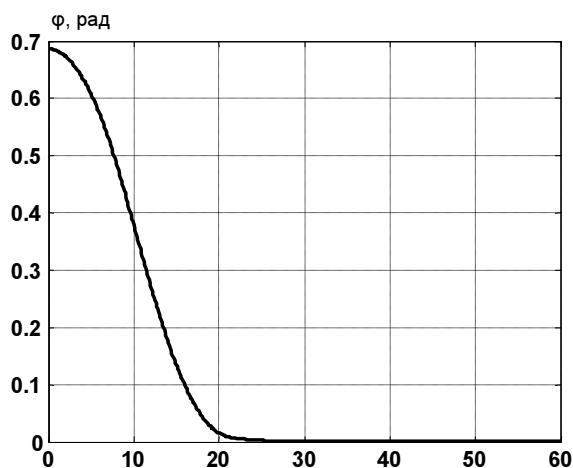


Рис. 6. График угла эквивалентного разворота φ

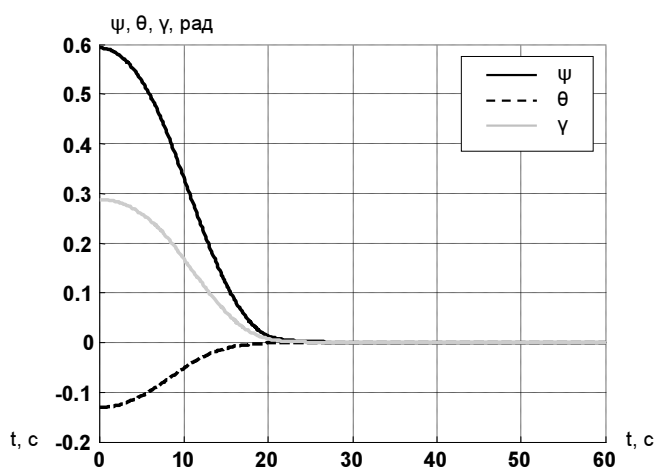


Рис. 7. Графики углов Эйлера-Крылова ψ – курса, θ – крена, γ – тангажа

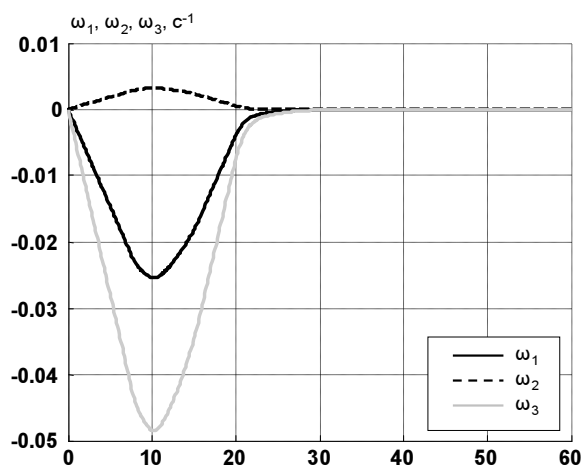


Рис. 8. Графики угловых скоростей аппарата ω_i ($i=1..3$) в проекциях на связанные оси

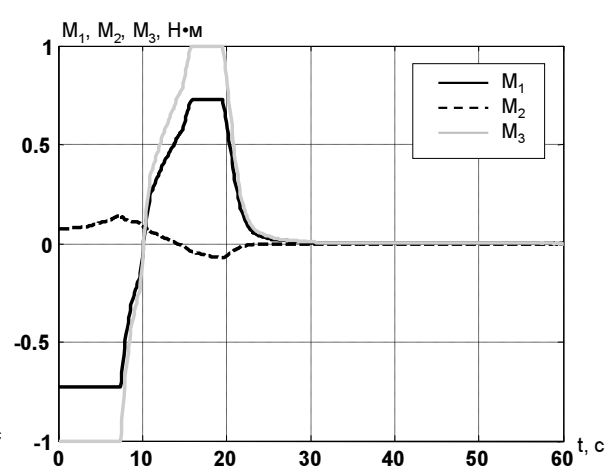


Рис. 9. Графики управляющих моментов M_i ($i=1..3$) в проекциях на связанные оси

В результате моделирования, время регулирования составило 25,73 с., а энергетические затраты на осуществление плоского разворота – 42,91 Нмс, что в сравнении с [7], при конкретных условиях (углы ориентации и характер динамической асимметрии), позволяет получить преимущество по быстродействию в 1,5 раза и по энергетическим затратам – 1,37 раза.

Вывод

Проведенное исследование показывает, что аналитическое решение задачи управления ориентацией КА известными методами теории автоматического управления (ТАУ) затрудняется нелинейностью динамических уравнений и кинематических соотношений, а также

неопределенностью ряда параметров (гироскопического момента и момента инерции относительно оси плоского разворота). Использование нечеткой логики, позволяет уйти от численного представления управляемых параметров КА и сформулировать закон управления в виде базы правил, обобщающей опыт мышления человека в принятии решений.

Литература

1. *Алексеев К.Б., Персев И.В., Шадян А.В.* Сравнение способов ориентации космического аппарата по критериям быстродействия и расхода топлива // *Машиностроение и инженерное образование*, 2008. №1.
2. *Алексеев К.Б.* Экстенсивное управление ориентацией космических летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1977. 120 с.
3. *Методы робастного, нейро-нечеткого и адаптивного управления: Учебник // К.А. Пупков, Н.Д. Егунов, А.И. Ильин и др.* Под ред. Н.Д. Егунова. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2002. 744 с.
4. *Алексеев К.Б., Малявин А.А.* Управление скоростью вращения коленчатого вала двигателя внутреннего сгорания на базе нечеткой логики // *Машиностроение и инженерное образование*, 2007. №1. С. 14-24.
5. *Гостев В.И.* Синтез нечетких регуляторов систем автоматического управления. К.: Радиоаматор, 2003. 510 с.
6. *Шкляр В.Н., Мальшенко А.М.* К задаче оптимального пространственного разворота космического аппарата относительно центра масс // *Космические исследования*, 1975. Т. 13. Вып. 4. С. 473–480.
7. *Прикладные нечеткие системы: Пер. с япон. // К. Асаи, Д. Ватада, С. Иваи и др.;* под редакцией Т. Тэрано, К. Асаи, М. Сугено. М.: Мир, 1993. 368 с.