

СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

1. Vadali S. R. Optimal open loop and stable feedback control of rigid spacecraft attitude maneuvers / S. R. Vadali, J. L. Junkins // *J. Astronautical Sciences*. – 1984. – Vol. 32. – N 1. – P. 105–122.
2. Carrington C. K. Optimal nonlinear feedback control for spacecraft attitude maneuvers / C. K. Carrington, J. L. Junkins // *J. Guidance, Control, and Dynamics*. – 1986. – Vol. 9. – N 1. – P. 99–107.
3. Dodds S. J. Sliding-mode control system for the three-axis attitude control of rigid-body spacecraft with unknown dynamics parameters / S. J. Dodds, A. B. Waller // *Int. J. Control*. – 1991. – Vol. 54. – N 4. – P. 737–761.
4. Бичай В. Г. Управление космическим аппаратом с избыточными исполнительными органами. / В. Г. Бичай, Е. М. Потапенко // *Проблемы управления и информатики*. – 1999. – № 4. – С. 129–142.
5. Лебедев Д. В. Навигация и управление ориентацией малых космических аппаратов / Д. В. Лебедев, А. Н. Ткаченко. – К. : Наукова думка, 2006. – 298 с.
6. Земляков С. Д. Реконфигурация систем управления летательными аппаратами при отказах (Обзор) / С. Д. Земляков, В. Ю. Рутковский, А. В. Силаев // *Автоматика и телемеханика*. – 1996. – № 1. – С. 3–20.
7. Потапенко Е. М. Синтез и анализ робастной системы управления маневрирующего космического аппарата. / Е. М. Потапенко, В. Г. Бичай // *Космические исследования*. – 1998. – Т. 36. – № 4. – С. 399–406.
8. Лебедев Д. В. Системы инерциального управления. Алгоритмические аспекты / Д. В. Лебедев, А. И. Ткаченко. – К. : Наук. думка, 1991. – 208 с.
9. Потапенко Е. М. Робастное управление маневрирующим упругим космическим аппаратом / Е. М. Потапенко, В. Г. Бичай // *Проблемы управления и информатики*. – 1998. – № 4. – С. 72–85.
10. Ключев В. И. Теория электропривода. Учебник для вузов / В. И. Ключев – М. : Энергоатомиздат, 2001. – 704 с.

Надійшла до редакції 11.03.2011

Деєв С.Г., Потапенко Є.М. Оптимальне робастне керування космічним апаратом з надмірною кількістю електродвигунів-маховиків

Синтезовано алгоритми розподілу керуючих моментів між чотирма ЕДМ, що мінімізують споживану потужність в штатному режимі. Отримано енергетичні характеристики систем ЕДМ. Розроблені алгоритми перевірено комп'ютерним моделюванням, що підтвердило їх працездатність при виході з ладу одного (будь-якого) ЕДМ, невідомих змінах характеристик інших ЕДМ та впливі на КА невідомих зовнішніх і параметричних збурень.

Ключові слова: космічний апарат, керування, оптимальність, робастність, надлишкові виконавчі органи.

Deev S., Potapenko E. Optimal robust control of spacecraft with redundant electric motors-flywheels

The authors have synthesized the algorithms of control moments distribution between four electrical motors-flywheels (EMF), which minimize power consumption in the normal mode. Power characteristics of EMF systems have been obtained. The developed algorithms were verified by computer modeling which confirmed their efficiency in case of one (any) EMF failure, unknown changes of other EMF characteristics and influence of unknown external and parametric disturbances on the SC.

Key words: spacecraft, control, optimality, robustness, redundant executive units.

УДК 681.513.685

Канд. техн. наук А. Е. Казурова, д-р техн. наук Е. М. Потапенко

Запорожский национальный технический университет

РОБАСТНАЯ СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ НАВЕДЕНИЕМ И СТАБИЛИЗАЦИЕЙ ВООРУЖЕНИЯ БРОНИРОВАННОЙ МАШИНЫ

Рассматривался метод комбинированного управления с оценкой вектора неопределенности и вектора состояния. Разработанные теоретические положения применены для системы стабилизации и наведения вооружения бронированной машины.

Ключевые слова: высокоточное позиционное управление, многомассовый объект, робастность, двухмассовая упругая система, наблюдатель неопределенности, наблюдатель вектора состояния, нелинейное трение, система стабилизации и наведения вооружения.

© А. Е. Казурова, Е. М. Потапенко, 2011

Введение

Постоянное ужесточение требований к количеству и качеству выпускаемой продукции приводит к необходимости увеличения точности и быстродействия управления различными объектами (транспорт, научные исследования, космические аппараты (КА), системы прицеливания стрелкового оружия, в том числе и на подвижном основании). Расширение областей автоматизации приводит к появлению все более неопределенных (менее детерминированных) многомассовых объектов управления (ОУ). Под неопределенными многомассовыми объектами понимаются составные ОУ с неизвестными массово-инерционными характеристиками, с не полностью и не точно известным вектором состояния, подверженные неизвестным внешним и внутренним воздействиям, а также с не точно известным управляющим воздействием.

Одним из самых сложных ОУ является многозвонный (многомассовый) робот. Структуры многих ОУ являются частными случаями структуры робота. Анализ показал, что наибольшими возможностями обеспечения высокой точности управления в условиях нелинейности и неопределенности, в том числе и при наличии нелинейного трения любого типа, обладает комбинированный метод управления с наблюдателями вектора неопределенности [1, 2]. Причем данный метод управления не требует точного знания математической модели трения. При всем разнообразии технологических, транспортных систем, КА, систем вооружения в них можно выделить однотипные блоки. Одним из самых распространенных блоков является двухмассовая упругая подсистема. Эта подсистема состоит из электродвигателя (первая масса), управляющего через упругую трансмиссию поворотом рабочего органа (второй массой). В обрабатывающих станках описанный блок входит в системы управления шпинделем и подачей инструментов, в роботах это подсистема поворота звена робота относительно станины или звена, к которому прикреплено рассматриваемое звено. Радиолокаторы и системы прицеливания стрелкового оружия также содержат указанную двухмассовую подсистему. Работа данных подсистем во многих случаях осложнена наличием нелинейного трения и упругостью. В зависимости от назначения всей системы, упомянутая двухмассовая подсистема осуществляет управление скоростью или перемещением рабочего органа. В этих случаях влияние нелинейного трения проявляется по-разному (управление перемещением гораздо сложнее, чем управление скоростью). В работах [4, 5] представлен обзор математических моделей трения и известных методов компенсации его влияния на системы управления.

Цель работы – применение общей теории комбинированного робастного управления [3, 6] для стабилизации и наведения вооружения бронированной машины.

Постановка задачи

Запишем уравнения движения многомассового упругого объекта, в частности, робота. Наиболее удачной представляется следующая форма уравнений движения робота, полученная в работе [7]:

$$M(x_1)\ddot{x}_1 + R(x_1, \dot{x}_1)\dot{x}_1 + C(x_1 - N^{-1}x_2) = g_1(x_1, \dot{x}_1, t), \quad (1)$$

$$M_m\ddot{x}_2 + N^{-1}C(N^{-1}x_2 - x_1) = C_m i + g_2(\dot{x}_2), \quad (2)$$

где $x_1 \in R^n$ – вектор координат взаимного положения соседних звеньев; $x_2 \in R^n$ – вектор углов поворота роторов приводов относительно звеньев, на которых установлены приводы; $M(x_1)$ – неизвестная симметрическая положительно определенная матрица инерции звеньев с учетом масс и расположения приводов; $R(x_1, \dot{x}_1)$ – неизвестная матрица кориолисовых и центробежных сил; $g_1(x_1, \dot{x}_1, t)$ – неизвестный вектор внешних (в том числе и гравитационных) сил, включающий нелинейное трение; $g_2(\dot{x}_2)$ – вектор нелинейного трения на двигателе; M_m – известная матрица моментов инерции роторов приводов; C – диагональная матрица жесткостей приводов; N – диагональная матрица коэффициентов передачи редукторов.

Работу электродвигателей постоянного тока с управлением по цепи якоря (а также асинхронных двигателей с векторным управлением при постоянстве модуля потокосцепления ротора) в векторно-матричной форме можно описать уравнением

$$L_i \dot{i} + R_r i + C_m \dot{x}_2 = u, \quad (3)$$

где R_r , L_i , C_m – неизвестные диагональные матрицы сопротивлений и индуктивностей якорных цепей двигателей и коэффициентов электродвигателей; $i \in R^n$ – вектор токов якорных цепей двигателей; $u \in R^n$ – вектор управляющих напряжений. Слагаемое $C_m \dot{x}_2$ обусловлено противоЭДС двигателя.

В работе [3] показано, что применение комбинированного метода управления с наблюдателем неопределенности позволяет расщепить полную задачу управления неопределенным нелинейным нестационарным многозвонным ОУ с жесткими связями, который описывается матричным дифференциальным уравнением второго порядка, на независимое управление каждым звеном и гарантирует полную компенсацию неопределенности и заданные показатели качества переходных процессов. Аналогичным образом, как это было сделано в работе [3], осуществим декомпозицию матричного дифференциального уравнения (1). Для этого вводится обозначение

$$M = M_0 + M_\delta, \quad (4)$$

где M_0 – известная диагональная матрица инерции; M_δ – матрица неизвестных отклонений. Подстановка выражения (4) в уравнение (1) дает

$$M_0 \ddot{x}_1 + C(x_1 - N^{-1}x_2) = g_\Sigma, \quad (5)$$

где

$$g_\Sigma = g_1 - M_\delta \ddot{x}_1 - R \dot{x}_1 \quad (6)$$

– вектор, в который собраны все отклонения от номинальных значений, нелинейности, нестационарности, нежелательные внутренние перекрестные связи, внешние возмущения и нелинейное трение.

В уравнениях (2), (3), (5) все матрицы являются диагональными, то есть эти уравнения эквивалентны системам скалярных уравнений, независимо описывающих динамику каждой двухмассовой подсистемы. В уравнении (5) взаимосвязь динамики каждого звена осуществляется только посредством вектора g_Σ . Эта взаимосвязь будет скомпенсирована за счет применения комбинированного метода управления с наблюда-

телем неопределенности. Поэтому построение всей системы управления (СУ) сводится к независимой разработке систем управления каждым звеном.

На рис. 1 схематично изображена двухмассовая упругая электромеханическая система (ЭМС). Ее структурная схема представлена на рис. 2. На рис. 1, 2 приняты следующие обозначения: φ_c, φ_m – углы поворота ОУ и ротора двигателя (Д); u, i – напряжение и ток якорной цепи; I_c, I_m – моменты инерции ОУ и ротора Д; R – активное сопротивление якорной цепи; T_e – электрическая постоянная времени; c_m – коэффициент ДПТ; n – передаточное число редуктора; c – коэффициент жесткости упругой части; f_c, f_m – моменты нелинейного трения в ОУ и в Д соответственно; f_l – момент нагрузки; p – оператор дифференцирования; φ_{m0} – погрешность измерения угла поворота ротора Д инкрементным датчиком; ПН ШИМ – преобразователь напряжения с широтно-импульсной модуляцией. Пунктирные линии показывают, какие датчики могут быть задействованы в управлении.

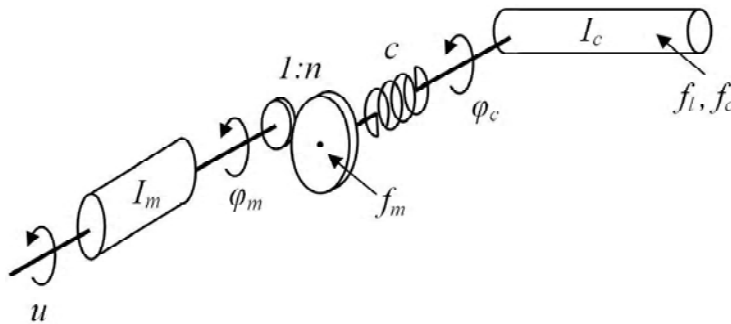


Рис. 1. Кинематическая схема двухмассовой электромеханической системы

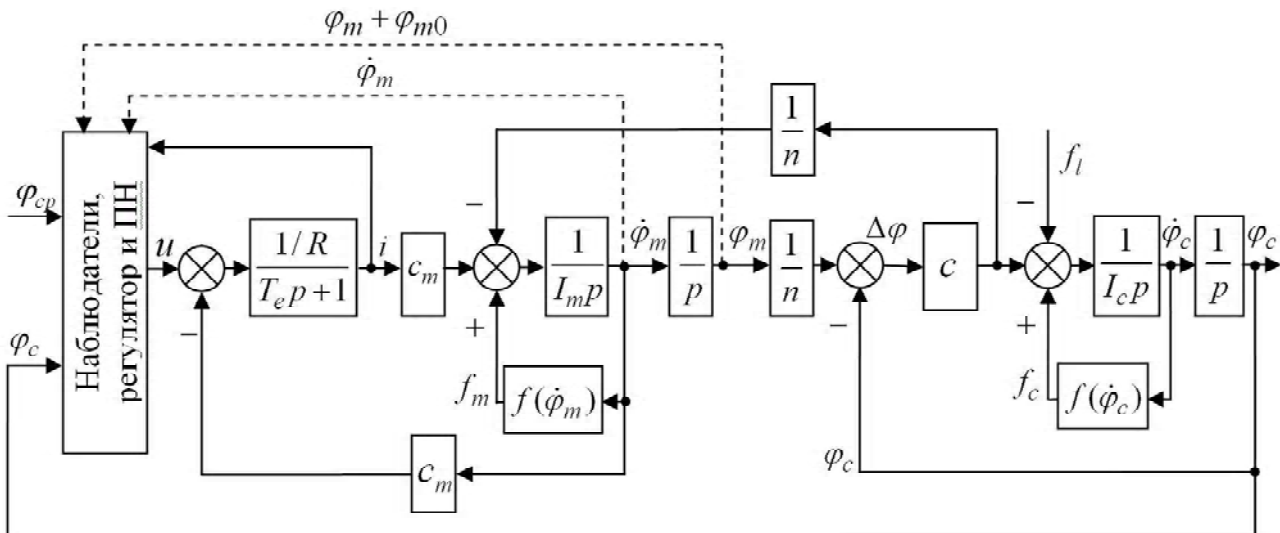


Рис. 2. Структурная схема электромеханической системы

Рассматриваемая ЭМС описывается следующей системой дифференциальных уравнений:

$$I_c \ddot{\varphi}_c = c(n^{-1}\varphi_m - \varphi_c) + f_c + f_l, \quad (7)$$

$$I_m \ddot{\varphi}_m = -n^{-1}c(n^{-1}\varphi_m - \varphi_c) + c_m i + f_m, \quad (8)$$

$$Li + Ri = u - c_m \dot{\varphi}_m, \quad (9)$$

где L – индуктивность якорной цепи. В системе (7)–(9) неизвестными являются $I_c, f_c, f_l, f_m, R, L, c_m$. Переменность L обусловлена кривой намагничивания. Переменность c_m вызвана переменностью потока намагничивания обмотки возбуждения, входящего в выражения c_m .

В работах [6, 8, 9] отдельно рассмотрена оговоренная выше двухмассовая подсистема, состоящая из Д, управляющего через упругую трансмиссию одномерным перемещением ОУ. На ОУ и Д действует нелинейное трение. Кроме того, к ОУ приложена нагрузка. Электрическое сопротивление, индуктивность якорной цепи, коэффициент Д, инерция ОУ, трение и нагрузка неизвестны. Измеряются перемещение ОУ, ток, скорость [6, 8] или перемещение [6, 9] Д. Для систем, отличающихся датчиками механических переменных Д, синтезированы наблюдатели, оценивающие вектор состояния системы, суммарное сопротивление якорной цепи и неопределенность ОУ, а также комбинированный регулятор, обеспечивающий высокоточное адаптивное (комбинированное) управление с заданными показателями качества.

Для этой же системы, но без механических датчиков на двигателе, в работах [6, 10] синтезирована СУ, решающая ту же самую задачу. Высокоточное управление гарантируется при отсутствии нелинейного трения на двигателе. Это объясняется тем, что без датчиков на двигателе оценка скорости и перемещения двигателя осуществляется с помощью наблюдателей, динамика которых возмущена нелинейным трением, что приводит к неточной оценке указанных переменных.

Для получения оценки суммарной неопределенности в работах [6, 8–10] синтезирован ее наблюдатель в виде

$$\hat{f}_{c\Sigma} = z - l_f(I_{c0}\dot{\varphi}_c + nI_m\dot{\varphi}_m), \quad (10)$$

$$\dot{z} = l_f(\hat{f}_{c\Sigma} + nc_{m0}i), \quad (11)$$

где I_{c0}, c_{m0} – известные номинальные значения указанных параметров; l_f – коэффициент передачи наблюдателя, определяющий его быстродействие; $\hat{f}_{c\Sigma}$ – оценка суммарной неопределенности $f_{c\Sigma} = f_c + f_l + nf_m - I_{c\delta}\dot{\varphi}_c + nc_{m\delta}i$ ($I_{c\delta}, c_{m\delta}$ – неизвестные отклонения параметров).

Для оценки эквивалентного сопротивления якорной цепи Д разработан алгоритм идентификации

$$\hat{R} = R_0 + \hat{R}_\delta, \quad (12)$$

$$\hat{R}_\delta = z + l_R L_0 i, \quad (13)$$

$$\dot{z} = l_R[(z + l_R L_0 i) - u + c_{m0}\dot{\varphi}_m + R_0 i], \quad (14)$$

где L_0, R_0 – известные номинальные значения параметров; l_R – коэффициент передачи наблюдателя, который определяется по выражению $l_R = \bar{l}_R \text{sign} i$; \hat{R}_δ – оценка неизвестного суммарного отклонения сопротивления якорной цепи от его номинального значения, которое учитывает погрешность управляющего напряжения, вносимую преобразователем, и неизвестные отклонения параметров от номинальных значений – $L_\delta, R_{\delta 1}, c_{m\delta}$.

Для трех вариантов комбинаций датчиков синтезированы наблюдатели вектора состояния двигателя. Рассмотрим эти варианты.

1. Измеряются $i, \dot{\varphi}_m, \varphi_c$. Наблюдатель получен в виде

$$\dot{\hat{x}} = A\hat{x} + L_x(\hat{x}_2 - \dot{\varphi}_m) + Bu, \quad (15)$$

$$\hat{x} = \begin{bmatrix} \hat{x}_1 \\ \hat{x}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \hat{\varphi}_m \\ \dot{\hat{\varphi}}_m \end{bmatrix}, \quad A = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -I_m^{-1}n^{-2}c & 0 \end{bmatrix},$$

$$Bu = \begin{bmatrix} 0 \\ I_m^{-1}(n^{-1}c\varphi_c + c_{m0}i) \end{bmatrix}, \quad L_x = [l_{x1} \ l_{x2}]^T, \quad (16)$$

где $L_x = [l_{x1} \ l_{x2}]^T$ – матрица коэффициентов наблюдателя.

2. Измеряются $i, (\varphi_m + \varphi_{m0}), \varphi_c$. Наблюдатель получен в виде

$$\dot{\hat{x}} = A\hat{x} + L_x(\hat{x}_1 + \hat{x}_3 - (\varphi_m + \varphi_{m0})) + Bu, \quad (17)$$

$$\hat{x} = \begin{bmatrix} \hat{x}_1 \\ \hat{x}_2 \\ \hat{x}_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \hat{\varphi}_m \\ \dot{\hat{\varphi}}_m \\ \hat{\varphi}_{m0} \end{bmatrix}, \quad A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ -I_m^{-1}n^{-2}c & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$Bu = \begin{bmatrix} 0 \\ I_m^{-1}(n^{-1}c\varphi_c + c_{m0}i) \\ 0 \end{bmatrix}, \quad L_x = [l_{x1} \ l_{x2} \ l_{x3}]^T. \quad (18)$$

3. Измеряются i, φ_c .

В этом случае осуществлялась идентификация активного сопротивления и оценка вектора состояния двигателя с помощью последовательных наблюдателей.

Первый наблюдатель – это наблюдатель вектора состояния двигателя и неизвестного параметра q ($q = R_{\delta}i$). Он синтезирован в виде

$$\dot{\hat{x}} = z + L'_x L_0 i, \dot{z} = A\hat{x} + L_x (c_{m0}\hat{x}_2 + \hat{x}_3 - u + R_0 i) + B'u, \quad (19)$$

$$\hat{x} = \begin{bmatrix} \hat{x}_1 \\ \hat{x}_2 \\ \hat{x}_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \hat{\phi}_m \\ \hat{q} \end{bmatrix}, A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ -I_m^{-1} n^{-2} c & -I_m^{-1} c_{m0} R_0^{-1} & -I_m^{-1} c_{m0} R_0^{-1} \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$B'u = \begin{bmatrix} 0 \\ I_m^{-1} (n^{-1} c \varphi_c + c_{m0} R_0^{-1} u) \\ 0 \end{bmatrix}, L'_x = \begin{bmatrix} l_{x1} \\ l_{x2} - I_m^{-1} c_{m0} R_0^{-1} \\ l_{x3} \end{bmatrix}. \quad (20)$$

Второй наблюдатель – это наблюдатель суммарного отклонения сопротивления якорной цепи. Он синтезирован в виде

$$\dot{\hat{R}}_{\delta} = l_R (\hat{R}_{\delta} i - \hat{q}), \quad l_R = \bar{l}_R \text{sign} i, \quad \hat{R} = R_0 + \hat{R}_{\delta}. \quad (21)$$

Управляющее напряжение ограничено и представлено в виде уравнения

$$u = \text{sat}(u_i + u_m + u_c), \quad (22)$$

где u_i, u_m, u_c – составляющие управляющего напряжения, учитывающие работу соответственно контуров тока, Д и ОУ. В результате синтеза получены следующие алгоритмы управления:

$$u_i = -\hat{R} k_i i, \quad u_m = -k_m \dot{\hat{\phi}}_m - k n^{-1} c (n^{-1} \hat{\phi}_m - \varphi_c) \hat{R} c_{m1}^{-1},$$

$$u_c = u_{cs} + u_{cc}, \quad (23)$$

$$u_{cs} = -k_{c1} (\varphi_c - \varphi_{cp}) - k_{c2} (\dot{\hat{\phi}}_c - \dot{\varphi}_{cp}),$$

$$u_{cc} = -(1+k) (n c_{m1})^{-1} \hat{R} \hat{f}_{c\Sigma}, \quad (24)$$

где $k_i, k_m, k, k_{c1}, k_{c2}$ – постоянные коэффициенты; $c_{m1} = c_{m0} (1+k_i)^{-1}$; u_{cs}, u_{cc} – управляющие напряжения стабилизации и компенсации суммарной неопределенности.

Результаты исследования

Разработанные в работах [6, 8–10] методы применены для системы стабилизации и наведения вооружения бронированной машины (рис. 3, 4). Под бронированной машиной (БМ) понимаются танк, легкобронированная машина и т.п. На рис. 5 схематично представлено взаимное расположение корпуса БМ, башенки и модуля вооружения [11]. Как видно на рисунке, кинематическая схема всей системы подпадает под схему рассмотренного упругого робота. Поэтому полученные результаты можно применять для исследования динамики БМ.



Рис. 3. Расположение модуля вооружения на БМ



Рис. 4. Модуль вооружения

Особенностью динамической схемы является то, что центры масс модуля и башенки смещены относительно их осей вращения. Это вызывает появление переменных центробежных, кориолисовых и гравитационных сил, сложным образом зависящих от кинематических параметров системы. В связи со сложностью их вычисления и с учетом возможностей предлагаемых методов управления, указанные силы не будут вычисляться, а будут считаться неизвестными. Масса модуля вооружения БМ при полной загрузке боеприпасов близка к массе башенки и значительно уменьшается в процессе их расходования. Это приводит к переменности масс и моментов инерции элементов механической системы. Указанные особенности систем вооружения БМ приводят к взаимовлиянию каналов управления при одновременном наведении вооружения в горизонтальной и вертикальной плоскостях. В трансмиссиях поворотов элементов БМ присутствуют существенное нелинейное трение и упругие деформации. В качестве электродвигателей рассматриваются ДПТ с питанием от ПН ШИМ. В связи с требованиями высокой точности прицеливания необходимо также исследовать влияние нелинейного трения в подшипниках двигателей. Таким образом, БМ представляет собой существенно неопределенный ОУ. Как было показано выше, за счет применения комбинированного управления с наблюдателем неопределенности пред-

ставляется возможным раздельный синтез СУ по каждой степени свободы. Рассматривалось управление модулем вооружения. Качество управления в случаях, когда в состав измерителей входит либо тахогенератор, либо инкрементный датчик, мало отличается. В то же время, инкрементный датчик имеет лучшие эксплуатационные характеристики и меньшую стоимость. Поэтому ниже представлены результаты моделирования для случая, когда на Д устанавливается инкрементный датчик. При исследовании СУ предполагалось, что измеряется угол поворота модуля вооружения относительно заданного направления в инерциальном пространстве ($O_i X_i Y_i$). (Обычно это направление получается с помощью бесплатформенных инерциальных систем).

На рис. 6–12 показаны переходные процессы, возникающие при подаче ступенчатого программного сигнала величиной 3° ($\varphi_{cp} = 0,05236$ рад) при номинальном моменте инерции ОУ. Нагрузка $f_l = 500$ Н·м в виде ступенчатого сигнала прикладывалась на 0,5 с и снималась на 0,8 с. На рис. 6 показан весь переходный процесс, а на рис. 7, 8 – его фрагменты. На рис. 7 пунктирными линиями ограничена зона ± 30 угл. с, на рис. 8 – зона $\pm 0,1$ угл. с. Анализ графиков показывает, что синтезированный метод управления обеспечивает входение в зону ± 30 угл. с за 0,14 с, а в зону $\pm 0,1$ угл. с – за 0,28 с, установившаяся ошибка составляет 10^{-3} угл. с. Следует отметить, что на длительность переходного процесса оказывает отрицательное влияние ограничение напряжения. Рис. 7 показывает, что система является астатической по отношению к нагрузке. На рис. 8 видно, что указанная точность в установившемся режиме $\pm 10^{-3}$ угл. с обеспечивается как при наличии нагрузки, так и без нее.

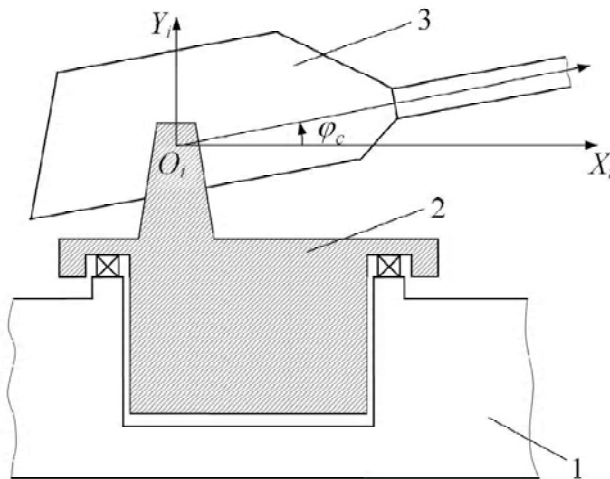


Рис. 5. Кинематическая схема взаимного расположения модуля вооружения и башенки на корпусе БМ:

1 – корпус БМ; 2 – башенка; 3 – модуль вооружения;
 $O_i X_i Y_i$ – инерциальная система координат, формируемая бесплатформенной инерциальной системой

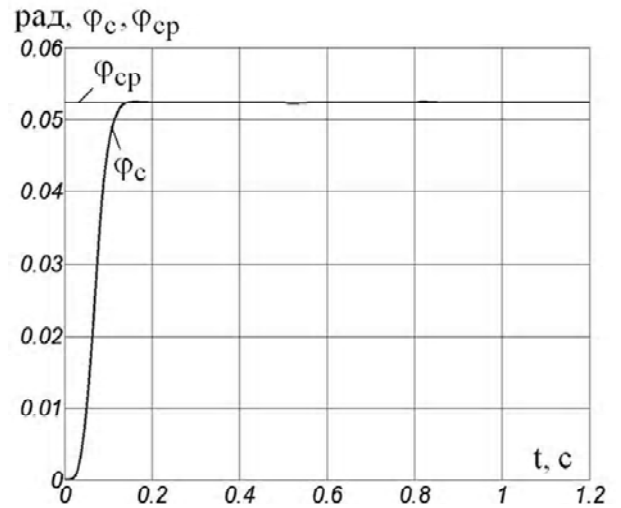


Рис. 6. График переходного процесса: φ_{cp} – программное перемещение; φ_c – перемещение ОУ

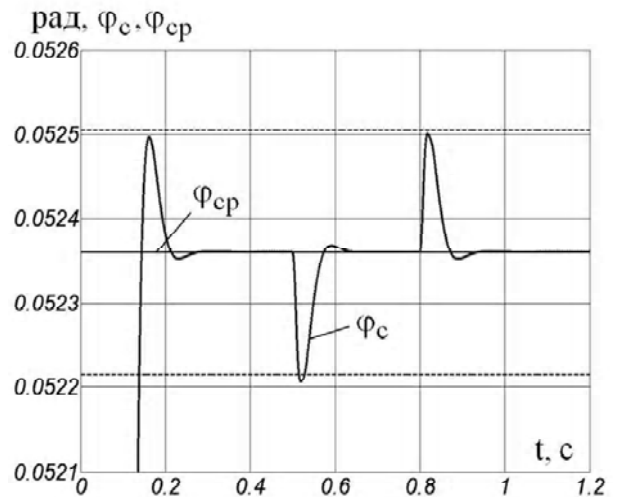


Рис. 7. Влияние наброса и сброса нагрузки (фрагмент переходного процесса рис. 6)

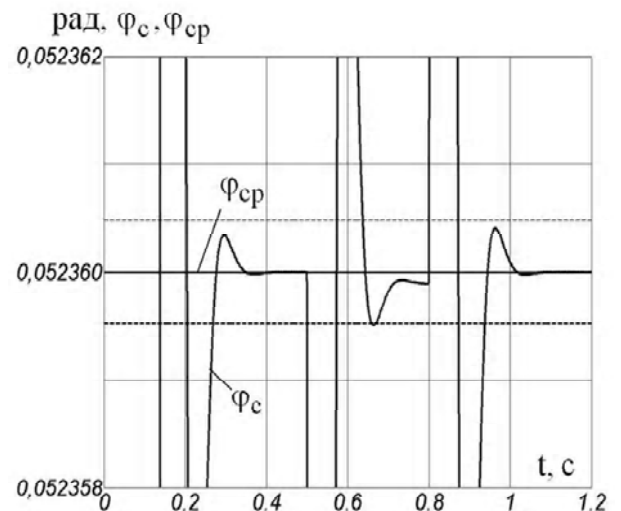


Рис. 8. Фрагмент переходного процесса рис. 6

Скорость в установившемся режиме не превышает $5 \cdot 10^{-6}$ рад/с (0,00028 %/с). Графики напряжения и тока изображены на рис. 9, 10. На рис. 11, 12 даны графики неопределенности и ее оценки при номинальном моменте инерции ОУ, на рис. 12 – фрагмент рисунка 11. На рис. 13 показаны фрагменты переходных процессов при значениях момента инерции ОУ 1) $0,83I_{c0}$, 2) I_{c0} , 3) $1,5I_{c0}$, подтверждающие работоспособность системы при неизвестных отклонениях момента инерции от его номинального значения в указанном пределе. На рис. 14, 15 приведены графики неопределенностей и их оценок при значениях моментов инерции $0,83I_{c0}$ (рис. 14) и $1,5I_{c0}$ (рис. 15). Графики идентификации активного сопротивления при его отклонении в 1,5 раза вниз и вверх от номинального значения представлены на рис. 16, 17, соответственно. Причем идентификация осуществлялась одновременно с оценкой координат вектора состояния двигателя.

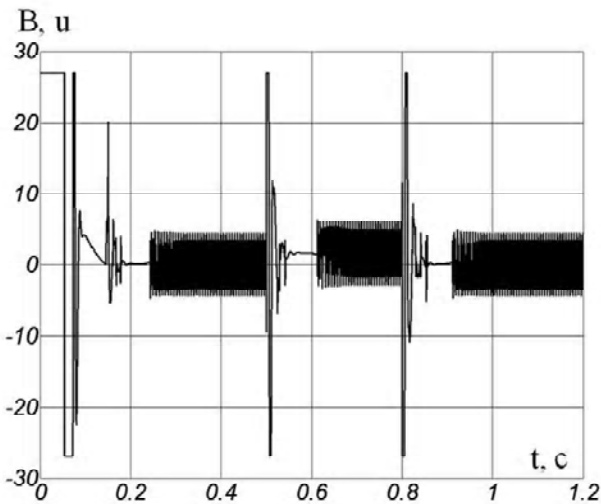


Рис. 9. График напряжения якорной цепи ДПТ

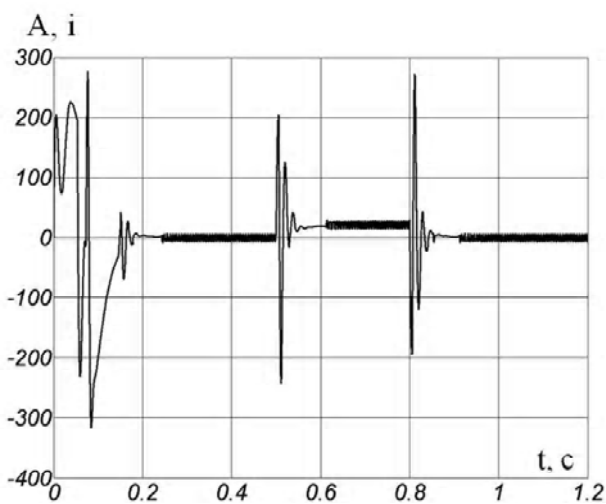


Рис. 10. График тока якорной цепи ДПТ

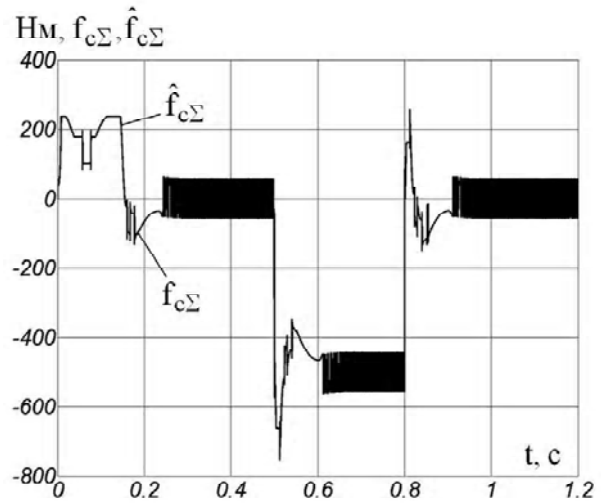


Рис. 11. Графики истинной суммарной неопределенности и ее оценки при $I_c = I_{c0}$

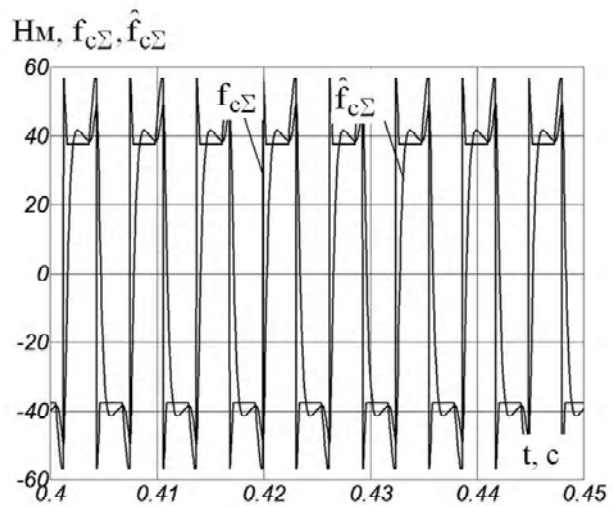


Рис. 12. Фрагмент переходных процессов рис. 11

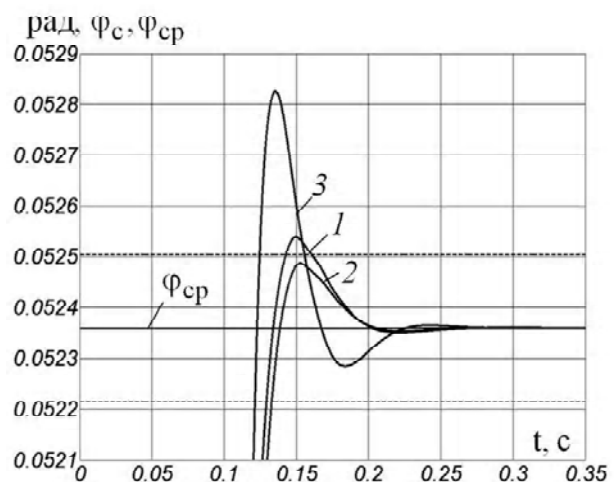


Рис. 13. Фрагмент графиков переходных процессов: 1 – перемещение ОУ при $I_c = 0,83I_{c0}$; 2 – при $I_c = I_{c0}$; 3 – при $I_c = 1,5I_{c0}$; φ_{cp} – программное перемещение

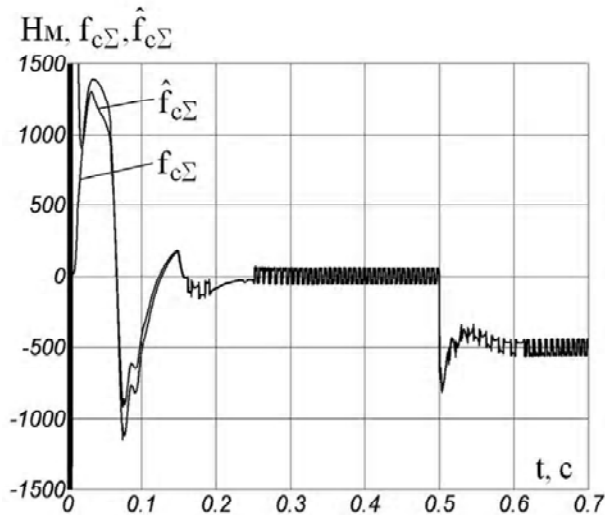


Рис. 14. Графики истинной суммарной неопределенности и ее оценки при моменте инерции ОУ, равном $0,83J_{c0}$

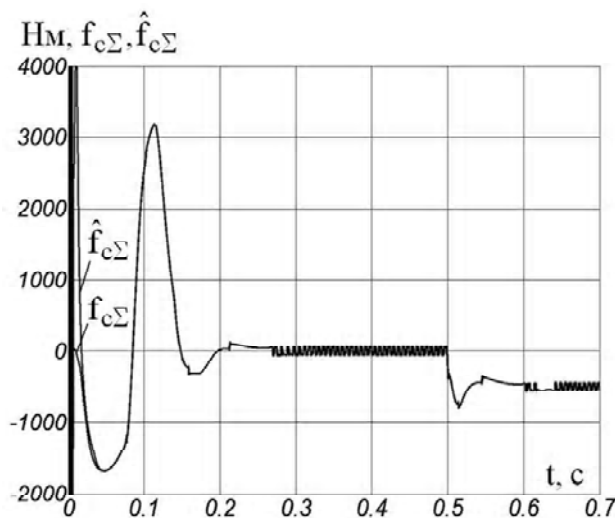


Рис. 15. Графики истинной суммарной неопределенности и ее оценки при моменте инерции ОУ, равном $1,5J_{c0}$

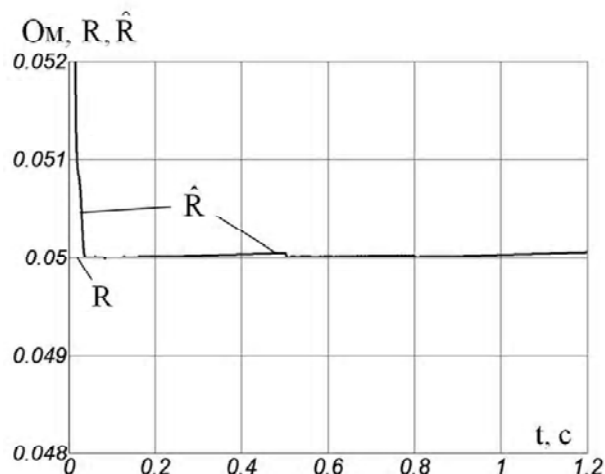


Рис. 16. Процесс идентификации активного сопротивления якорной цепи двигателя при его отклонении в 1,5 раза вниз от номинального значения

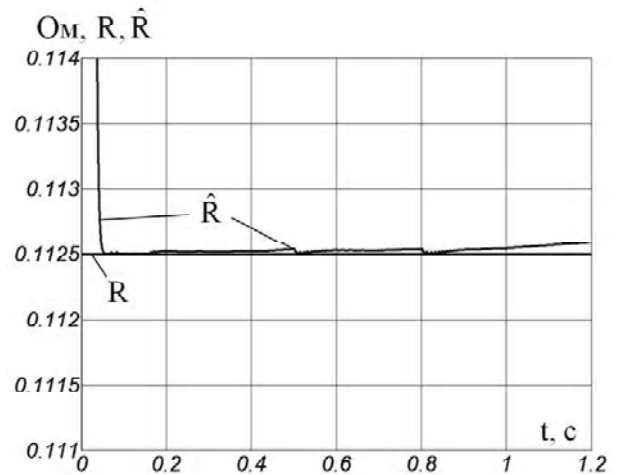


Рис. 17. Процесс идентификации активного сопротивления якорной цепи двигателя при его отклонении в 1,5 раза вверх от номинального значения

Выводы

Сделан краткий обзор работ по динамике много-массовых упругих электромеханических систем, проведенных на кафедре электропривода ЗНТУ. Показаны возможности управления указанными системами в условиях сильной параметрической, экзогенной неопределенности и ограниченной информации о векторе состояния системы. Рассматривался предложенный в работах [1, 2] метод комбинированного управления с оценкой вектора неопределенности и вектора состояния. Разработанные теоретические положения применены для системы стабилизации и наведения вооружения бронированной машины. Результаты расчетов подтвердили возможность построения высокоточных систем управления в условиях сильной неопределенности. По мнению авторов, ни один другой метод не в состоянии обеспечить высокую точность управления в указанных условиях.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Потапенко Е. М. Робастное управление роботом / Е. М. Потапенко // Российская АН. Техническая кибернетика. – 1993. – № 3. – С. 183–190.
2. Potapenko E. M. Robust control of a robot / E. M. Potapenko // Journal of computer and systems sciences international. – 1995. – Vol. 32. – № 2. – P. 86–93.
3. Потапенко Е. М. Высокоточное управление неопределенными многосвязными объектами. Часть 1. Синтез и анализ алгоритмов управления / Е. М. Потапенко, А. Е. Казурова // Кибернетика и вычислительная техника. – 2007. – Вып. 155. – С. 58–71.
4. Потапенко Е. М. Компенсация воздействия нелинейного трения на системы управления / Е. М. Потапенко, А. Е. Казурова // Радиоэлектроника. Информатика. Управление. – 2009. – № 2. – С. 134–143.
5. Потапенко Е. М. Математические модели трения и методы компенсации его влияния на системы управления / Е. М. Потапенко, А. Е. Казурова // Вісник НТУ «ХПІ» – Харків : НТУ «ХПІ», 2010. – № 28. – С. 139–140.

6. Казурова А. Е. Возможные варианты построения высокоточных систем управления упругой неопределенной электромеханической системой / А. Е. Казурова, Е. М. Потапенко // Электротехника и электроэнергетика. – 2009. – № 1. – С. 4–14.
7. Spong M. W. Modeling and Control of Elastic Joint Robots / M. W. Spong // Transactions of the ASME : Journal of Dynamic Systems, Measurement and Control. – 1987. – 109. – N 4. – P. 310–319.
8. Казурова А. Е. Высокоточное позиционное управление двухмассовой электромеханической системой / А. Е. Казурова // Вісник Кременчуцького державного політехнічного університету імені Михайла Остроградського. – Кременчук : КДПУ, 2008. – Вип. 4/2008 (51). – Ч. 1. – С. 53–57.
9. Потапенко Е. М. Высокоточное управление упругой электромеханической системой с нелинейным трением / Е. М. Потапенко, А. Е. Казурова // Автоматика. Автоматизация. Электротехнические комплексы и системы. – 2008. – № 1 (21). – С. 118–125.
10. Казурова А. Е. Высокоточное позиционное управление упругой электромеханической системой с минимальным количеством датчиков / А. Е. Казурова // Вісник НТУ «ХПІ». – Харків : НТУ «ХПІ», 2008. – № 30. – С. 213–214.
11. Об особенностях построения математической модели совместного движения башенки и боевого модуля как объектов регулирования в комплексах управления вооружением для легкобронированных боевых машин / [Е. Е. Александров, В. А. Кононенко, С. Н. Беляев и др.] // Механіка та машинобудування. – 2007. – № 2. – С. 3–27.

Надійшла до редакції 10.03.2011

Казурова А.Е., Потапенко Є.М. Робастна система керування наведенням та стабілізацією озброєння броньованої машини

Розглядався метод комбінованого керування з оцінкою вектора невизначеності й вектора стану. Розроблені теоретичні положення застосовані для системи стабілізації й наведення озброєння броньованої машини.

Ключові слова: *високоточне позиційне керування, багатомасовий об'єкт, робастність, двомасова пружна система, спостережник невизначеності, спостережник вектора стану, нелінійне тертя, система стабілізації й наведення озброєння.*

Kazurova A., Potapenko E. Robust control system of armored vehicle armament guidance and stabilization

The combined control method with estimation of uncertainty vector and state vector is described. The developed theoretical propositions are applied to the system of armored vehicle armament stabilization and guidance.

Key words: *high-precision position control, multimass object, robustness, two-mass elastic system, uncertainty observer, state vector observer, nonlinear friction, armament stabilization and guidance system.*

УДК 681.527.2

Е. В. Душинова, д-р техн. наук Е. М. Потапенко, С. Г. Деев, О. Е. Шибалкин, А. А. Шийка
Запорожский национальный технический университет

**ЭЛЕКТРОПРИВОД ПОВОРОТА АНТЕННЫ
РАДИОЛОКАЦИОННОЙ СТАНЦИИ**

Показана возможность использования асинхронного двигателя с короткозамкнутым ротором для вращения антенны радиолокатора с разной скоростью в диапазоне от нулевой скорости двигателя до удвоенной номинальной скорости, сканирования, позиционирования и синхронного вращения антенн двух радиолокационных станций.

Ключевые слова: *асинхронный электропривод, антенна радиолокатора, вращение, сканирование, позиционирование.*

Введение

Данная работа инициирована Казенным предприятием «НПК «Искра», г. Запорожье, обратившимся на кафедру ЭПА ЗНТУ с просьбой проработать возможность мо-

дернизации электропривода поворота антенны радиолокационной станции (РЛС) 19Ж6 (исходные данные приводятся ниже). На рис. 1 дан общий вид РЛС. Антенна установлена на опорно-поворотном устройстве (ОПУ).