

ПРЕЦИЗИОННОЕ УПРАВЛЕНИЕ НЕСТАЦИОНАРНЫМИ ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ ПО УГЛУ КРЕНА¹

В.Ю. Рутковский, В.М. Глумов, В.М. Суханов

Получены алгоритмы управления, обеспечивающие высокоточное управление при действии на объект координатных и параметрических возмущений и помех. Задача решена путем введения дополнительного адаптивного контура управления, синтезированного на основе теории адаптивных систем с эталонной моделью. Рассмотрены возможности упрощения предложенного алгоритма адаптации.

Ключевые слова: система управления, адаптивный алгоритм, модель-эталон, функция Ляпунова.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящей работе изучается возможность применения алгоритмов адаптации, предложенных в работах [1–3], для проектирования систем управления креном ракет типа «поверхность — воздух», «воздух — воздух», «воздух — поверхность», относящихся к существенно нестационарным системам. Алгоритмы этого класса позволяют обеспечить системе управления некоторые свойства, присущие широко известным адаптивным системам с эталонной моделью [4–8] и системам с переменной структурой [9–11]. К таким свойствам относится высокая точность управления при существенно переменных параметрах объекта, пределы изменения которых в линейных системах теоретически не ограничены, а скорости изменения ограничены достаточно большими величинами. Вместе с этим указанные алгоритмы могут работать независимо от уровня неизмеряемых возмущений, интенсивности и спектрального состава управляющих воздействий и обеспечивают высокую точность стабилизации регулируемой координаты даже при нулевом управляющем воздействии.

Однако для реализации данных алгоритмов необходимо измерять или оценивать $(n - 1)$ производную от регулируемой координаты (n — порядок системы) и знак старшей производной. С другой стороны, на практике не требуется, чтобы движение в системе и движение в эталонной модели строго совпадали. Достаточно, чтобы разница между

ними была малой и допустимой для каждого конкретного объекта.

В настоящей работе синтезируется алгоритм адаптации класса [1–3] для предельного случая, когда имеется вся необходимая информация о системе. Далее рассматриваются упрощенные и физически реализуемые алгоритмы адаптации, получаемые путем исключения в предельном алгоритме членов, содержащих неизмеряемые координаты. Показано, что предельные алгоритмы, по крайней мере, в рассматриваемом случае, являются достаточно «грубыми» и допускают существенные упрощения, при которых система теряет свойство асимптотической устойчивости по ошибке управления, но тем не менее может обеспечивать высокое качество процессов управления.

1. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Рассматривается система управления, уравнения движения которой имеют вид [12]

$$\frac{d^2\gamma}{dt^2} + a_1(t)\frac{d\gamma}{dt} = a_3(t)\delta + f,$$
$$T\frac{d\delta}{dt} + \delta = k_1(g - \gamma) - k_2\frac{d\gamma}{dt} + L. \quad (1)$$

Здесь γ — угол крена, выходная координата объекта; δ — угол отклонения элеронов, выходная координата исполнительного механизма; g — управляющее воздействие; f — возмущение; $a_1(t)$ и $a_3(t)$ — переменные коэффициенты; T — постоянная времени исполнительного механизма; k_1 и k_2 — постоянные коэффициенты; L — дополнительное воздействие на входе исполнительного механизма, предназначенное для уменьшения влияния коор-

¹ Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 09-08-00064) и Программы № 15 Отделения ЭМПУ РАН.



динатных и параметрических возмущений на динамику системы. Воздействие L формируется искомым алгоритмом адаптации.

Дополнительное воздействие L должно обеспечить близость движения объекта по координате γ к движению модели-эталона с математической моделью

$$\frac{d^2\gamma_M}{dt^2} + a_{10}\frac{d\gamma_M}{dt} = a_{30}\delta_M, \\ T\frac{d\delta_M}{dt} + \delta_M = k_1g - \left(k_1\gamma_M + k_2\frac{d\gamma_M}{dt}\right), \quad (2)$$

где γ_M — координата угла крена модели-эталона; a_{10} и a_{30} — постоянные коэффициенты, соответствующие расчетному режиму полета ракеты; δ_M — угол отклонения элеронов модели-эталона; k_1 и k_2 — постоянные коэффициенты (те же, что и в уравнениях (1)), выбираемые в соответствии с заданными требованиями к динамике системы управления на расчетном режиме полета.

Требуется сначала получить предельный алгоритм адаптации для системы (1) в предположении, что имеется вся необходимая информация для его реализации. Под предельными алгоритмами адаптации будем понимать алгоритмы, обеспечивающие асимптотическую устойчивость движения системы (1) относительно движения модели-эталона (2) при переменных коэффициентах объекта.

Требуется также исследовать динамику системы в ситуациях, которые могут возникнуть в процессе реализации воздействия L :

- в системе имеется информация только об ошибке $\varepsilon = \gamma - \gamma_M$ и ее производной;

- к информации об ошибке ε и ее производной добавляется информация о ее второй производной, получаемой с помощью дифференцирующего устройства;

- наличие ограничений на скорость и на выходную координату нелинейного исполнительного механизма;

- наличие случайных составляющих в координатном возмущении f и в управляющем воздействии g .

2. СИНТЕЗ ПРЕДЕЛЬНОГО АЛГОРИТМА АДАПТАЦИИ

Представим уравнения (1) в виде

$$\frac{d^2\gamma}{dt^2} + (a_{10} + \Delta a_1(t))\frac{d\gamma}{dt} = (a_{30} + \Delta a_3(t))\delta + f, \\ T\frac{d\delta}{dt} + \delta = k_1g - \left(k_1\gamma + k_2\frac{d\gamma}{dt}\right) + L. \quad (3)$$

Координата γ , ее производные, необходимые для реализации предельного алгоритма, и координата δ

предполагаются измеряемыми, параметрические возмущения $\Delta a_1(t)$ и $\Delta a_3(t)$ и внешние воздействия $g(t)$ и $f(t)$ — недоступными для измерения непрерывно дифференцируемыми функциями.

Уравнения (2) и (3) перепишем в виде

$$\frac{d^2\varepsilon_1}{dt^2} + a_{10}\frac{d\varepsilon_1}{dt} = a_{30}\varepsilon_2 + d(t), \\ T\frac{d\varepsilon_1}{dt} + \varepsilon_2 = -\left(k_1\varepsilon_1 + k_2\frac{d\varepsilon_1}{dt}\right) + L, \quad (4)$$

где $\varepsilon_1 = \gamma - \gamma_M$, $\varepsilon_2 = \delta - \delta_M$, $d(t) = \Delta a_3\delta - \Delta a_1\frac{d\gamma}{dt} + f$.

Исключая координату ε_2 , получим

$$\frac{d^3\varepsilon_1}{dt^3} + \frac{1 + Ta_{10}}{T}\frac{d^2\varepsilon_1}{dt^2} + \frac{a_{10} + k_2a_{30}}{T}\frac{d\varepsilon_1}{dt} + \frac{k_1a_{30}}{T}\varepsilon_1 = L_1 + d_1(t). \quad (5)$$

Здесь

$$L_1 = \frac{a_{30}}{T}L, \quad d_1(t) = \Delta a_3\frac{d\gamma}{dt} + \frac{d\Delta a_3}{dt}\delta - \Delta a_1\frac{d^2\gamma}{dt^2} - \\ - \frac{d\Delta a_1}{dt}\frac{d\gamma}{dt} + \frac{df}{dt} + \frac{\Delta a_3}{T}\delta - \frac{\Delta a_1}{T}\frac{d\gamma}{dt} + \frac{1}{T}f.$$

Отметим, что структуру уравнений модели (2) надо выбирать такой же, как и структуру уравнений (1), и переходить к одному уравнению системы управления вида (5), исключая в уравнениях (4) координату ε_2 . Если исключить в уравнениях (3) координату δ и на основе полученного уравнения системы записать уравнение модели, положив $\Delta a_1(t) = \Delta a_3(t) = f = 0$, то вычитая из уравнения системы уравнение модели, получим уравнение ошибки

$$\frac{d^3\varepsilon_1}{dt^3} + \frac{1 + Ta_{10}}{T}\frac{d^2\varepsilon_1}{dt^2} + \frac{a_{10} + k_2a_{30}}{T}\frac{d\varepsilon_1}{dt} + \frac{k_1a_{30}}{T}\varepsilon_1 = \\ = \frac{a_3(t)}{T}L + d_2(t),$$

где составляющая $d_2(t)$ содержит параметрические и координатные возмущения, а в дополнительном контуре, формирующем воздействие L , будет присутствовать неизвестный переменный коэффициент $a_3(t)$.

Введем обозначения

$$\varepsilon_1 = z_1, \quad \frac{d\varepsilon_1}{dt} = z_2, \quad \frac{d^2\varepsilon_1}{dt^2} = z_3 \quad (6)$$

и запишем уравнение (5) в пространстве состояний:

$$\dot{z}_1 = z_2, \quad \dot{z}_2 = z_3, \\ \dot{z}_3 = -\frac{k_1a_{30}}{T}z_1 - \frac{a_{10} + k_2a_{30}}{T}z_2 - \frac{1 + Ta_{10}}{T}z_3 + \\ + L_1 + d_1(t). \quad (7)$$

Систему (7) представим в векторно-матричной форме

$$\dot{z} = Az + Dy, \quad \dot{y} = \mu + \psi, \quad (8)$$

где

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ -\frac{k_1 a_{30}}{T} & -\frac{a_{10} + k_2 a_{30}}{T} & -\frac{1 + T a_{10}}{T} \end{bmatrix}, \quad D = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix},$$

$L_1 + d_1(t) = y$, $\frac{d}{dt} d_1(t) = \mu$, $\frac{d}{dt} L_1 = \psi$ — алгоритм адаптации, $z \in R^3$, $A \in R^{3 \times 3}$, $\mu \in R$, $\psi \in R$, $\psi \in R$, $y = \frac{dz_3}{dt} + \frac{1 + T a_{10}}{T} z_3 + \frac{a_{10} + k_2 a_{30}}{T} z_2 + \frac{k_1 a_{30}}{T} z_1$.

Будем рассматривать далее невозмущенное движение системы (8)

$$z \equiv 0, \quad y \equiv 0 \quad (9)$$

и синтезировать алгоритм ψ из условия асимптотической устойчивости этого движения.

Выберем для этого функцию Ляпунова в виде

$$V = \chi(z^T P z) + y^2. \quad (10)$$

Здесь $P \in R^{3 \times 3}$ — симметрическая положительно определенная матрица, определяемая уравнением $(A^T P + P A) = Q$, Q — заданная отрицательно определенная матрица, A — гурвицева матрица, $\chi = \text{const} > 0$.

Легко показать, что производная от функции Ляпунова (10), вычисленная в силу уравнений возмущенного движения (8),

$$\frac{dV}{dt} = \chi(z^T Q z) + 2\chi y(p_{31}z_1 + p_{32}z_2 + p_{33}z_3) + 2(\mu + \psi)y,$$

где $(p_{31}z_1 + p_{32}z_2 + p_{33}z_3)$ есть третья компонента вектора Pz .

При алгоритме адаптации [1]

$$\psi = -\chi(p_{31}z_1 + p_{32}z_2 + p_{33}z_3) + K \text{sign}(y) \quad (11)$$

производная функции Ляпунова

$$\frac{dV}{dt} = \chi(z^T Q z) + 2|y|(K - \mu \text{sign}(y)). \quad (12)$$

В случае выполнения условия

$$K - \mu \text{sign}(y) = \rho(t) > \rho_{\min}, \\ \rho_{\min} = \text{const} > 0 \Rightarrow K > |\mu_{\max}| + \rho_{\min}, \quad (13)$$

где $\mu_{\max}$ — максимальное значение, которое может принять переменная μ в процессе работы системы, производная функции Ляпунова (12) будет определено-отрицательной функцией, т. е. движение (9) будет асимптотически устойчивым.

Очевидно, что алгоритм (11) физически нереализуемый, поскольку в рассматриваемой системе третьего порядка требуется определить знак координаты y , в которую входит слагаемым, в соответ-

ствии с обозначениями (6), третья производная от координаты ε_1 . Однако алгоритм адаптации (11) получен из достаточного условия асимптотической устойчивости ошибки ε_1 и, следовательно, можно ожидать, что с практической точки зрения, когда можно ограничиться малыми значениями ошибки ε_1 , алгоритм (11) допускает упрощения.

3. ИССЛЕДОВАНИЕ ДИНАМИКИ СИСТЕМЫ ПРИ УПРОЩЕННЫХ АЛГОРИТМАХ АДАПТАЦИИ

Рассмотрим возможность упрощения алгоритма адаптации (11) для системы управления (1). Графики изменения коэффициентов $a_1(t)$ и $a_3(t)$ приведены на рис. 1. Видно, что они уменьшаются в течение 120 с от значений $a_1(t) = 9,8$ и $a_3(t) = 8$ до $a_1(t) = 0,1$ и $a_3(t) = 2,4$ и далее остаются постоянными. В качестве номинальных выбраны значения $a_{10} = 9,8$ и $a_{30} = 8$.

Управляющее воздействие $g(t)$, подаваемое на вход системы, содержит, кроме полезного гармонического сигнала, помеху $w(t)$ в виде нормального шума с нулевым средним значением и дисперсией $D_w = 0,01$. Возмущение $f(t)$ описывается суммой двух гармоник, кривой Гаусса, которая моделирует кратковременное ветровое возмущение, возникающее приблизительно на 60-х секундах полета, и помехи $n(t)$ с нулевым средним значением и дисперсией $D_n = 0,002$. Функции $g(t)$ и $f(t)$ заданы соотношениями

$$g(t) = \sin(0,08t) + w(t), \\ f(t) = 0,2\sin(0,8t) + 0,2\sin(1,2t + 0,5) + 3\exp\left(-\frac{t^2}{6,25}\right) + n(t). \quad (14)$$

Кривые изменения управляющего воздействия $g(t)$ и возмущения $f(t)$ представлены на рис. 2.

В системе управления креном применяется исполнительный механизм в виде нелинейного руле-

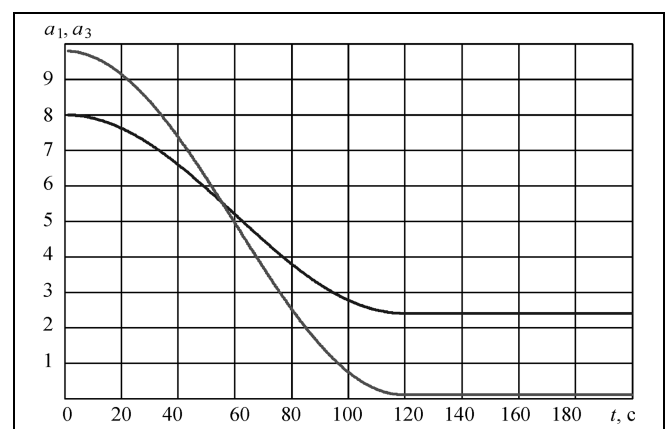


Рис. 1. Изменение коэффициентов $a_1(t)$ и $a_3(t)$

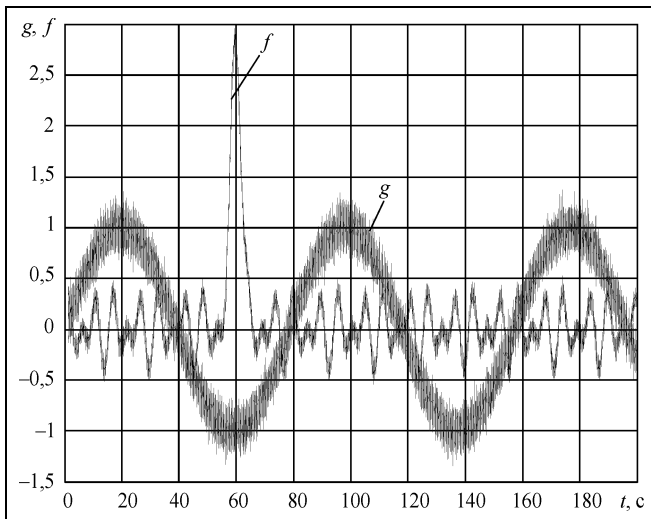


Рис. 2. Изменение управляющего $g(t)$ и возмущающего $f(t)$ воздействий

вого привода. В качестве нелинейностей в данной работе рассматривались ограничения по скорости $\omega_{\max} = 1 \text{ с}^{-1}$ и значению $\delta_{\text{огр}} = 1$ выходной координаты привода. Приняты следующие значения параметров: для системы управления $k_1 = 0,7$; $k_2 = 0,05$, для рулевого привода $T = 0,1 \text{ с}$.

Принятые значения параметров системы управления креном обеспечивают заданную прецизионную обработку входного сигнала $g(t)$ вида (14), в котором практически отсутствует шум ($D_w < 0,001$), при изменении параметров объекта в пределах менее 50 % от их номинальных значений $a_{10} = 9,8$ и $a_{30} = 8$, а также при отсутствии координатных возмущений $f(t)$. В этих условиях ошибка $\varepsilon_1 \leq 0,01$. Такую точность будем считать прецизионной. Действие больших параметрических и координатных возмущений, содержащих случайные составляющие, приводит к уменьшению точности, зависящей от уровня и спектра этих возмущений.

На рис. 3 представлены результаты математического моделирования системы управления креном, на которую действуют указанные параметрические и координатные воздействия вида (14) и в которой отсутствует контур адаптации ($L = 0$).

Полученная осциллограмма (рис. 3, б) показывает, что до $t \approx 57 \text{ с}$ система достаточно точно обрабатывает входное воздействие. За это время параметры объекта уменьшились приблизительно на 50 %. Однако ветровое импульсное возмущение вызвало большую ошибку (на 60-й секунде $\varepsilon_1 = 1$). В последующее время после прекращения действия импульсного возмущения система двигалась с увеличивающейся ошибкой, а после 110-й секунды, когда параметры объекта $a_1(t)$ и $a_3(t)$ стали минимальными, движение системы стало расходя-

щимся, причинами чего послужили, с одной стороны, интенсивное координатное возмущение $f(t)$ вида (14) и малые значения $a_1 = 0,1$ и $a_3 = 2,4$, с другой стороны, наличие в приводе указанных нелинейностей в виде ограничений. Можно наблюдать режим выхода привода на ограничения, начиная со 120-й секунды, и последующую перекладку рулей с максимальной скоростью $\omega_{\max}$ из одного крайнего положения в другое (рис. 3, в).

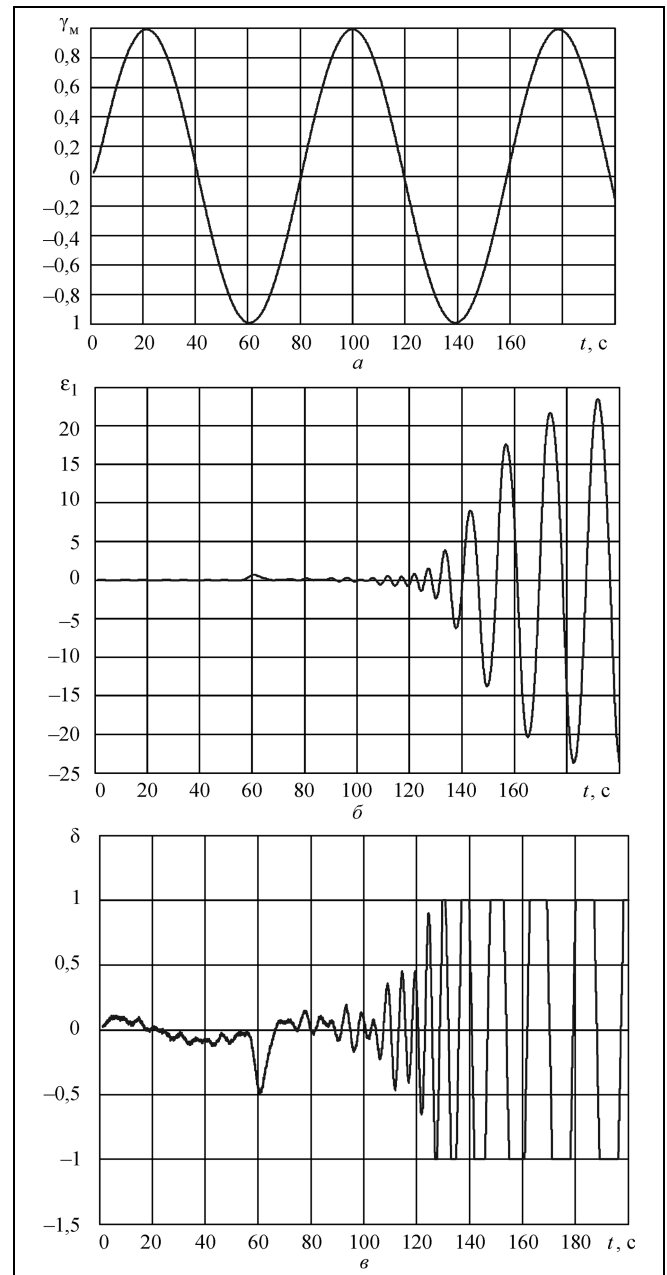


Рис. 3. Движение системы управления по крену без адаптации: а — реакция модели-эталона (2) γ_M на управляющее воздействие $g(t)$ вида (14), б — рассогласование между системой и моделью-эталонном $\varepsilon_1 = \gamma - \gamma_M$; в — выходная координата рулевого привода $\delta(t)$

Таким образом, результаты проведенного моделирования системы без адаптации показывают, что система управления при $L = 0$, начиная с $t = 110$ с, становится не работоспособной при изменении параметров объекта и действующих на объект координатных возмущений вида (14).

Введение в систему управления креном алгоритма адаптации вида (11) при значениях параметров $\chi = 2$, $p_{31} = 0,45$, $p_{32} = 0,63$, $p_{33} = 0,54$, $K = 35$ (значение K выбрано с учетом условия (13)) обеспечило прецизионное движение по углу крена в условиях действия параметрических и координатных возмущений вида (14). Максимальная ошибка ε_1 не превышала требуемого значения 0,01. Таким образом, предельный алгоритм адаптации (11) обеспечивает работоспособность системы с требуемыми показателями при наличии случайных помех в системе и нелинейностей привода типа ограничений.

В качестве упрощений, которые могут вызывать в допустимых пределах ухудшение показателей работоспособности адаптивной системы управления по крену, целесообразно использовать следующие особенности и возможности.

Применение реальных дифференцирующих устройств для получения требуемых производных по координате ошибки. В настоящей работе применялись устройства с передаточной функцией

$$W(s) = s(\tau s + 1)^{-1}, \quad (15)$$

где τ — постоянная времени. Исследования показали, что значение $\tau \leq 0,01$ с обеспечивает прецизионное управление в рассматриваемой системе. Из рис. 4 видно, что введение реальных дифференцирующих устройств вида (15) при $\tau = 0,01$ с практически не повлияло на точность работы системы,

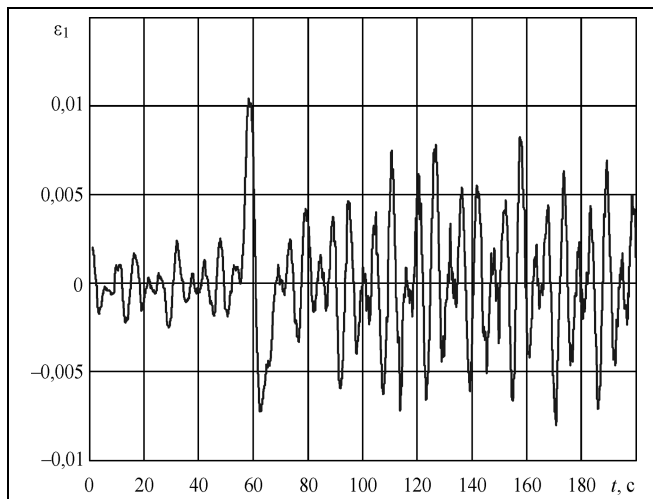


Рис. 4. Осциллограмма координаты ε_1 в системе с предельным алгоритмом адаптации (11) и с дифференцирующими устройствами (15) при действии возмущений (14)

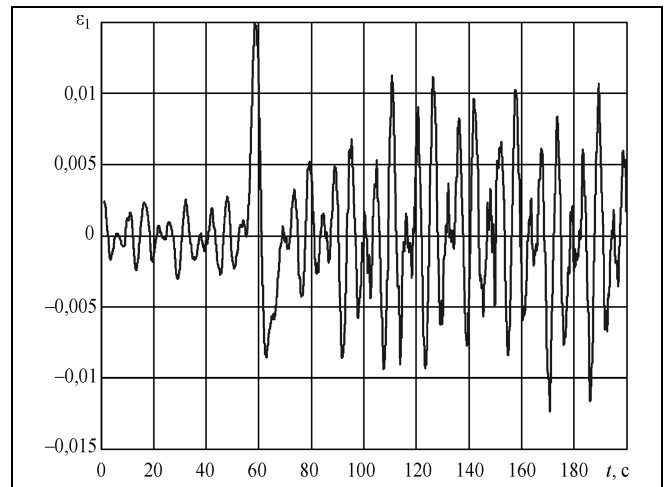


Рис. 5. Осциллограмма координаты ε_1 в системе с алгоритмом адаптации (11) при $K = 25$ и с дифференцирующими устройствами (15) при действии возмущений (14)

максимальная ошибка при действии импульсного ветрового возмущения $\varepsilon_1 = 0,01$, и среднее ее значение не превышает 0,005. При этом выходная координата привода и ее скорость не выходят на ограничения.

Влияние выбора значения коэффициента K в алгоритме адаптации. Если значение K выбирать без учета условия (13) $K > |\mu_{\max}| + \rho_{\min}$ (например, при отсутствии априорной информации о диапазоне изменения величины μ), то динамика системы может существенно ухудшиться или система может стать неустойчивой, так как при этом в предельном случае нарушается достаточное условие устойчивости (13) в алгоритме (11). Однако выбор коэффициента K с небольшой погрешностью, как показывает моделирование, не приводит к указанным последствиям. Однако этот вопрос требует соответствующих исследований для каждой конкретной системы.

На рис. 5 показан процесс по координате ε_1 при $K = 25$, что соответствует уменьшению этого параметра на 29 % по отношению к его значению в предыдущем эксперименте, и при наличии дифференцирующих устройств (15) с постоянной времени $\tau = 0,01$ с в системе с алгоритмом адаптации (11). Результат эксперимента показывает, что при выбранном коэффициенте K максимальное значение рассогласования между выходными сигналами системы и модели-эталона увеличилось приблизительно на 50 % (при $t = 60$ с $\varepsilon_1 = 0,015$), но система сохранила работоспособность и высокую точность управления. Таким образом, коэффициент K может выбираться достаточно «грубо», например, в рассматриваемом случае, с погрешностью в 30 % по отношению к значению, получаемому из условия (13).

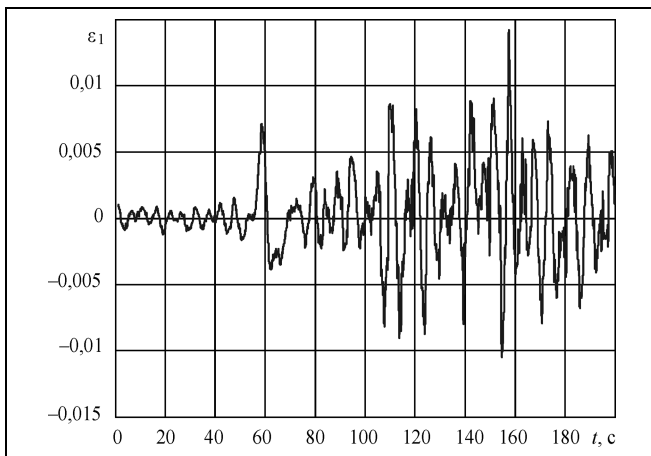


Рис. 6. Осциллограмма координаты ε_1 в системе с алгоритмом адаптации (16) при $K = 35$ и с дифференцирующими устройствами (15) при действии возмущений (14)

Наличие в алгоритме адаптации только первой и второй производных ошибки. В этом случае алгоритм адаптации (11) примет вид

$$\psi = -\chi(p_{31}z_1 + p_{32}z_2 + p_{33}z_3) + K \operatorname{sign}\left(\frac{1 + Ta_{10}}{T}z_3 + \frac{a_{10} + k_2a_{30}}{T}z_2 + \frac{k_1a_{30}}{T}z_1\right). \quad (16)$$

Как показал эксперимент с алгоритмом (16) при $K = 35$ и при наличии реальных дифференцирующих устройств (15) с постоянной времени $\tau = 0,01$ с, такое упрощение алгоритма адаптации при рассматриваемом типе внешних воздействий вида (14) не приводит к существенному изменению характеристик процесса по координате ε_1 (рис. 6). Практически ошибка $\varepsilon_1 \leq 0,01$.

Как показали исследования рассматриваемой системы, дальнейшее упрощение алгоритма (16) путем исключения второй производной по координате ε_1 не всегда приводит к положительному результату.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Новый алгоритм адаптации для системы управления по крену ракеты получен без предположения о квазистационарности режима функционирования объекта и обеспечивает высокую точность управления независимо от интенсивности и спектрального состава входных воздействий. На примере системы управления третьего порядка, в состав которой входит нелинейный исполнительный механизм, показано, что адаптивная система рассматриваемого типа может успешно работать, когда не соблюдаются достаточные условия асимптотической устойчивости движения системы относительно движения модели, при высоких скоростях изменения переменных параметров объекта, высоком уровне помех в управляющих и возмущающих

воздействиях и импульсных возмущающих воздействиях.

Предлагаемый метод формирования дополнительного воздействия на систему управления для обеспечения заданных требований к точности ее функционирования основан на теории адаптивного управления с эталонной моделью. Его следует рассматривать как этап синтеза адаптивной системы, на котором решается задача формирования ее структуры. В общем случае, особенно для более сложных объектов, можно ожидать, что дополнительный контур управления целесообразно включать в систему управления и в случае перестройки коэффициентов основного контура по тем или иным алгоритмам адаптации, то есть проектировать гибридные адаптивные системы управления.

ЛИТЕРАТУРА

1. Земляков С.Д., Рутковский В.Ю. Алгоритм прецизионного управления динамическим объектом в условиях неопределенности, полученный на основе адаптивной системы с эталонной моделью // ДАН. Теория управления. — 2009. — Т. 429, № 2. — С. 176—179.
2. Земляков С.Д., Рутковский В.Ю. Физически реализуемый алгоритм прецизионного управления динамическим объектом // ДАН. Теория управления. — 2010. — Т. 434, № 3. — С. 324—326.
3. Рутковский В.Ю., Глумов В.М., Суханов В.М. Физически реализуемый алгоритм адаптивного управления с эталонной моделью // Автоматика и телемеханика. — 2011. — № 8. — С. 96—108.
4. Whitaker H.P., Jarom J., Kezer A. Design of Model Reference Adaptive Control Systems for Aircraft // Massachusetts Inst. Technol. Lab. Rept. — 1958. — Sept. — R-164.
5. Hiza J.G., Li C.C. Analytical Synthesis of Class Model Reference Time-varying Control Systems // IEEE Trans. Appl. Ind. — 1963. — N 9. — P. 432—441.
6. Donaldson D.D., Leondes C.T. A Model Referenced Parameter Tracking Technique for Adaptive Control Systems // IEEE Trans. Appl. Ind. — 1963. — N 82. — P. 241—262.
7. Земляков С.Д., Рутковский В.Ю. О синтезе самонастраивающейся системы управления с эталонной моделью // Автоматика и телемеханика. — 1966. — № 3. — С. 70—77.
8. Parks P.C. Lyapunov Redesign of Model Reference Adaptive Control Systems // IEEE Trans. Autom. Contr. — 1966. — AC 11 (3). — P. 362—367.
9. Vorgan A.P., Narendra K.S. On the Stability of Nonautonomous Differential Equations $dx/dt = [A + B(t)]x$ with Skew Symmetric Matrix // SIAM J. Control and Optimization. — 1977. — Vol. 15, N 1. — P. 163—176.
10. Емельянов С.В. Системы автоматического регулирования с переменной структурой. — М.: Наука, 1967. — 336 с.
11. Избранные труды С.В. Емельянова. В двух томах. Т. 1 / Отв. ред. акад. С.К. Коровин. — М.: Изд-во МГУ, 2009. — 560 с.
12. Беспилотные летательные аппараты. Основы устройства и функционирования / Под ред. И.С. Голубева и И.К. Туркина. — М.: МАИ, «Биномпресс», 2008. — 656 с.

Статья представлена к публикации членом редколлегии Б.В. Павловым.

Рутковский Владислав Юльевич — зав. лабораторией, д-р техн. наук, ☎ (495) 334-87-30; ✉ rutkov@ipu.ru,

Глумов Виктор Михайлович — вед. науч. сотрудник, д-р техн. наук, ☎ (495) 334-87-79; ✉ vglum@ipu.ru,

Суханов Виктор Миньонович — гл. науч. сотрудник, д-р техн. наук, ☎ (495) 334-87-79; ✉ suhv@ipu.ru, Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН, г. Москва.