

О.Н. ГАСПАРЯН, Г.Г. ЕГИАЗАРЯН, А.Г. ДАРБИНЯН,
Д.У. ЕГИАЗАРЯН

РАЗРАБОТКА L_1 АДАПТИВНОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ КВАДРОКОПТЕРОМ

Рассмотрена задача разработки адаптивной системы компенсации внешних возмущений, действующих на квадрокоптер. Показано, что решение данной задачи имеет важное значение при наблюдении наземных объектов при помощи видеокамеры, установленной на квадрокоптере в двусосном кардановом подвесе. Предлагаемая процедура проектирования заключается во введении в систему развязывающего компенсатора и последующем синтезе адаптивного регулятора, обеспечивающего компенсацию внешних возмущений. Показано, что за счет выбора значения коэффициента адаптации ошибку системы управления можно свести к сколь угодно малой величине.

Ключевые слова: квадрокоптер, многосвязная система управления, внешние возмущения, матричный развязывающий компенсатор, L_1 адаптивный регулятор, предсказатель состояний, коэффициент адаптации.

Введение. Беспилотные летательные аппараты (БЛА) имеют в настоящее время широкое применение в военных и различных гражданских областях. В последнем случае их применяют при: решении различных задач полицейского характера; оценке состояний магистральных трубопроводов и высоковольтных линий передач; контроле технического состояния зданий и других сооружений, а также железных и автомобильных дорог; обнаружении очагов возгорания в лесах и на торфяниках; информационном обеспечении сельскохозяйственных работ и геологоразведке и др. [1, 2].

Основным измерительным блоком БЛА, предназначенным для решения перечисленных выше военных и гражданских задач, является обзорная система с телевизионной видеокамерой и, возможно, с дополнительной инфракрасной камерой (тепловизором) для наблюдений в ночное время [3, 4].

Для обеспечения возможности наведения видеокамеры на различные наземные объекты ее устанавливают на корпусе БЛА в специальных кардановых подвесах с двумя взаимно перпендикулярными осями вращения. Назначением системы управления кардановым подвесом при этом являются не только наведение видеокамеры на требуемые объекты и последующее слежение за ними, но и компенсация нежелательных угловых движений БЛА, вызванных,

например, случайными порывами ветра, аэродинамическим сопротивлением атмосферы и т.д. [3-5]. Поэтому одной из основных задач при создании высокоточных систем слежения за наземными объектами (целями) с БЛА является разработка системы управления самим БЛА, эффективно компенсирующей воздействие указанных внешних аэродинамических и ветровых возмущений.

В настоящей статье рассмотрены вопросы разработки так называемой L_1 адаптивной системы управления [6, 7] угловым движением квадрокоптера с учетом действующих на него внешних возмущающих воздействий [5].

1. Уравнения движения квадрокоптера. Схематическое изображение квадрокоптера показано на рис. 1, где через $O^i X^i Y^i Z^i$ обозначена инерциальная система координат (СК), относительно которой описывается движение центра масс (ЦМ) квадрокоптера; через $OXYZ$ - жестко связанная с квадрокоптером СК с началом в ЦМ и осями, направленными вдоль главных моментов инерции [5]; через θ , ϕ и ψ - углы тангажа, крена и рыскания, а через L - расстояния бесщеточных электродвигателей постоянного тока (моторов) от ЦМ O (далее для простоты все моторы считаются одинаковыми) [5].

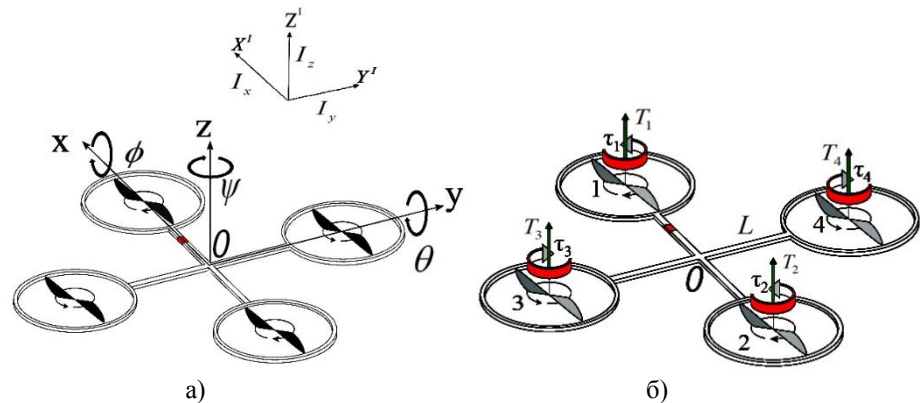


Рис. 1. Схематическое изображение квадрокоптера:
а - системы координат, б - расположение моторов

В общем случае поступательные движения ЦМ квадрокоптера относительно инерциальной СК и угловые движения относительно связанной СК описываются следующими нелинейными уравнениями шестого порядка [2, 5]:

$$m \frac{d^2 x}{dt^2} = u_z (\cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi) + \gamma_x - k_x \frac{dx}{dt}, \quad (1)$$

$$m \frac{d^2 y}{dt^2} = u_z (\cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi) + \gamma_y - k_y \frac{dy}{dt}, \quad (2)$$

$$m \frac{d^2 z}{dt^2} = u_z (\cos \phi \sin \theta \cos \psi) - mg + \gamma_z - k_z \frac{dz}{dt}, \quad (3)$$

$$I_x \frac{d^2 \theta}{dt^2} = u_\theta + \gamma_\theta + (I_y - I_z) \frac{d\phi}{dt} \frac{d\psi}{dt} - J_T \frac{d\phi}{dt} \Omega - k_\theta \frac{d\theta}{dt}, \quad (4)$$

$$I_y \frac{d^2 \phi}{dt^2} = u_\phi + \gamma_\phi + (I_z - I_x) \frac{d\theta}{dt} \frac{d\psi}{dt} - J_T \frac{d\theta}{dt} \Omega - k_\phi \frac{d\phi}{dt}, \quad (5)$$

$$I_z \frac{d^2 \psi}{dt^2} = u_\psi + \gamma_\psi + (I_y - I_z) \frac{d\theta}{dt} \frac{d\phi}{dt} - k_\psi \frac{d\psi}{dt}. \quad (6)$$

Здесь m - масса квадрокоптера; g - гравитационная постоянная; I_x , I_y , I_z - главные моменты инерции относительно осей OX , OY и OZ ; u_z - подъемная сила вдоль вертикальной оси O^1Z^1 ; u_θ , u_ϕ , u_ψ - управляющие моменты вокруг главных осей инерции; γ_x , γ_y , γ_z и γ_θ , γ_ϕ , γ_ψ - внешние возмущающие силы и моменты; k_x , k_y , k_z , k_θ , k_ϕ , k_ψ - коэффициенты лобового сопротивления при поступательных и вращательных движениях квадрокоптера; J_T - одинаковые моменты инерции ротора каждого мотора (с пропеллером); Ω - суммарная скорость вращения пропеллеров:

$$\Omega = -\Omega_1 - \Omega_2 + \Omega_3 + \Omega_4, \quad (7)$$

где Ω_i - скорость i -го пропеллера.

Отметим, что все переменные в уравнениях (1)-(7) являются функциями времени t , однако для краткости записи зависимость этих переменных от t в явном виде не указывается.

Основной особенностью системы управления квадрокоптером является то, что имеется только четыре управляющих сигнала, а именно - напряжения u_1 , u_2 , u_3 и u_4 на входах моторов, причем тяги T_i всех четырех моторов направлены параллельно оси OZ . Подобная конфигурация не дает возможности управлять непосредственно всеми шестью степенями свободы квадрокоптера. Поэтому в качестве четырех управляемых параметров движения квадрокоптера

обычно выбираются углы θ , ϕ , ψ и высота полета z . Управление же перемещениями в горизонтальной плоскости $O^I X^I Y^I$ при этом осуществляется косвенно за счет изменения углов крена θ и тангажа ϕ [2, 5].

Как показано в [5], при малых угловых скоростях квадрокоптера и малых углах тангажа θ и крена ϕ , а также при условии, что при прямолинейном движении угол рыскания ψ равен нулю, управляемые движения по высоте z , а также угловые движения с учетом динамики моторов описываются в первом приближении следующими линейными уравнениями в операторной форме:

$$z = \frac{1}{ms^2} [w_M(s)(u_1 + u_2 + u_3 + u_4) - mg] + \frac{1}{ms^2} \gamma_z, \quad (8)$$

$$\theta = \frac{L}{I_x s^2} w_M(s)(u_1 - u_2) + \frac{1}{I_x s^2} \gamma_\theta, \quad (9)$$

$$\phi = \frac{L}{I_y s^2} w_M(s)(u_3 - u_4) + \frac{1}{I_y s^2} \gamma_\phi, \quad (10)$$

$$\psi = \frac{K_\psi}{I_z s^2} w_M(s)(u_1 + u_2 - u_3 - u_4) + \frac{1}{I_z s^2} \gamma_\psi, \quad (11)$$

где передаточная функция $w_M(s)$ описывает динамику моторов в виде апериодического звена первого порядка:

$$w_M(s) = \frac{T_i}{u_i} = K_M \frac{\omega_M}{s + \omega_M} \quad (i = 1, 2, 3, 4). \quad (12)$$

Укажем, что постоянные коэффициенты K_ψ в (11) и K_M , ω_M в (12) являются конструктивными параметрами моторов, где величина ω_M обратно пропорциональна электромеханической постоянной времени мотора T_M , т.е. $\omega_M = 1/T_M$ [5]. Отметим также, что все переменные в (8)-(12) зависят от оператора Лапласа s , что в явном виде не указывается для краткости записи.

Если ввести в рассмотрение векторы регулируемых переменных $\bar{\eta} = [z, \theta, \phi, \psi]^T$, управляющих напряжений на входе моторов $\bar{u} = [u_1, u_2, u_3, u_4]^T$

и внешних возмущений $\bar{\gamma} = [\gamma_z, \gamma_\theta, \gamma_\phi, \gamma_\psi]^T$, а также вектор $F = [1 \ 0 \ 0 \ 0]^T$, то уравнения (8)-(11) можно записать в следующей матричной форме:

$$\bar{\eta} = W_U(s)R\bar{u} + W_\gamma(s)\bar{\gamma} - \frac{1}{s^2}Fg, \quad (13)$$

где матрицы $W_U(s)$ и $W_\gamma(s)$ являются диагональными (см. [5]), а числовая матрица R имеет вид

$$R = \begin{bmatrix} 1 & 1 & 1 & 1 \\ 1 & -1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & -1 \\ 1 & 1 & -1 & -1 \end{bmatrix} \quad (14)$$

и характеризует указанные выше кинематические особенности квадрокоптера.

Таким образом, система управления квадрокоптером относится к многосвязным (многомерным) системам управления [8, 9], где взаимные связи между отдельными каналами характеризуются матрицей жестких взаимных связей R (14).

2. Адаптивная система компенсации внешних возмущений. Рассмотрим L_1 адаптивную систему [7] компенсации внешних возмущений $\bar{\gamma}$, вызванных порывами ветра и аэродинамическим сопротивлением атмосферы. При этом будем предполагать, что линейные перемещения квадрокоптера в инерциальном пространстве отсутствуют, а слежение за наземными целями осуществляется автономно за счет системы управления кардановым подвесом видеокамеры. В подобной ситуации основной задачей системы управления квадрокоптером является компенсация внешних угловых возмущений $\gamma_\theta, \gamma_\phi, \gamma_\psi$, вызванных порывами ветра, которые непосредственно влияют на точность наведения видеокамеры на цели.

В соответствии с предложенной в [5] процедурой проектирования введем в систему управления квадрокоптером статический развязывающий компенсатор вида

$$K_c = R^{-1} = \begin{bmatrix} 0,25 & 0,5 & 0 & 0,25 \\ 0,25 & -0,5 & 0 & 0,25 \\ 0,25 & 0 & 0,5 & -0,25 \\ 0,25 & 0 & -0,5 & -0,25 \end{bmatrix}, \quad (15)$$

который связывает вектор напряжений на входах моторов \bar{u} с вектором $\bar{u}_r = [u_z, u_\theta, u_\phi, u_\psi]^T$ напряжений на входах компенсатора K_c (15), т.е. $\bar{u} = K_c \bar{u}_r$.

Матричная структурная схема системы управления при этом примет вид, показанный на рис. 2, где k_{gi} - статические коэффициенты усиления [5, 7]; предполагается, как указывалось выше, что все компоненты входного вектора $\bar{\eta}_r$ равны нулю.

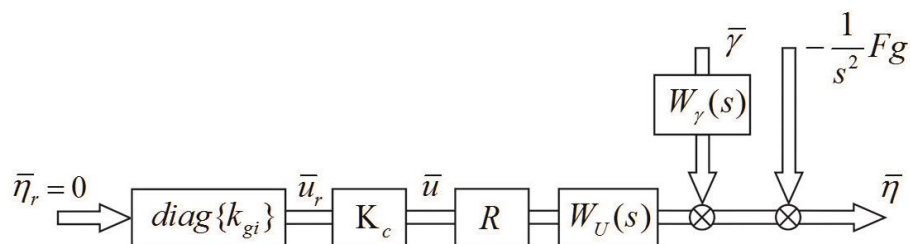


Рис. 2. Матричная структурная схема управления с компенсатором K_c (15)

Уравнение (13) при этом примет вид

$$\begin{aligned} \bar{\eta} &= W_U(s)R\bar{u} + W_\gamma(s)\bar{\gamma} - \frac{1}{s^2}Fg = W_U(s)RK_c\bar{u}_r + W_\gamma(s)\bar{\gamma} - \frac{1}{s^2}Fg = \\ &= W_U(s)\bar{u}_r + W_\gamma(s)\bar{\gamma} - \frac{1}{s^2}Fg, \end{aligned} \quad (16)$$

где, как указывалось выше, матрицы $W_U(s)$ и $W_\gamma(s)$ являются диагональными.

Таким образом, введение компенсатора K_c (15) приводит к независимости отдельных каналов управления квадрокоптером.

Рассмотрим, к примеру, канал управления по углу тангажа θ (управление развязанной системой по остальным каналам осуществляется аналогично). На основании уравнений (9) и (12)-(16) можно записать

$$\theta = \frac{L}{I_x s^2} \frac{K_M \omega_M}{(s + \omega_M)} u_g + \frac{1}{I_x s^2} \gamma_\theta. \quad (17)$$

Соответствующая структурная схема системы показана на рис. 3.

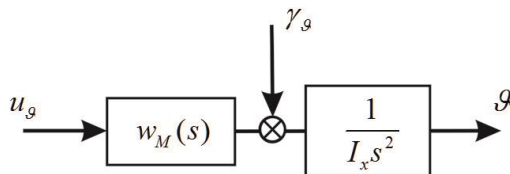


Рис. 3. Структурная схема развязанной системы управления по тангажу

Ставится задача разработать L_1 адаптивный регулятор с предсказателем состояний (называемым также эталонной моделью) [7], который компенсирует внешнее возмущающее воздействие γ_θ произвольной, но ограниченной (т.е. $|\gamma_\theta| \leq \Delta_0$) величины. Так как управляющим сигналом системы после ввода компенсатора K_c (15) является вектор напряжений \bar{u}_r , приведем возмущение γ_θ в (17) к точке приложения напряжения $u_\theta = \theta_r$. На основании известных правил преобразования структурных схем [10] это дает

$$\theta = \frac{L}{I_x s^2} \frac{K_M \omega_M}{(s + \omega_M)} (u_\theta + \gamma_E), \quad (18)$$

где эквивалентное возмущение γ_E имеет вид $\gamma_E = \gamma_\theta (s + \omega_M) / LK_M \omega_M$.

Для разработки L_1 адаптивного регулятора запишем операторное уравнение (18) в пространстве состояний:

$$\begin{aligned} \frac{dx(t)}{dt} &= Ax(t) + b[u_\theta(t) + \gamma_E(t)], & x(0) &= x_0, \\ y(t) &= \mathcal{G}(t) = cx(t), \end{aligned} \quad (19)$$

где трехмерный вектор состояний $x(t)$ имеет компоненты $\theta(t)$, $d\theta(t)/dt$ и $d^2\theta(t)/dt^2$, а постоянная матрица A и векторы b и c имеют вид

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & -\omega_M \end{bmatrix}, \quad b = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ LK_M \omega_M / I_x \end{bmatrix}, \quad c = [1 \quad 0 \quad 0]. \quad (20)$$

Предсказатель состояний имеет ту же структуру, что и система (19):

$$\begin{aligned} \frac{d\hat{x}(t)}{dt} &= A\hat{x}(t) + b[u_\theta(t) + \hat{\gamma}_E(t)], & \hat{x}(0) &= x_0, \\ \hat{y}(t) &= c\hat{x}(t), \end{aligned} \quad (21)$$

с той лишь разницей, что неизвестное внешнее возмущение $\gamma_E(t)$ заменено его оценкой $\hat{\gamma}_E(t)$.

Компенсация возмущения $\gamma_E(t)$ осуществляется при помощи следующего адаптивного закона управления [7, 11, 12]:

$$\frac{d\hat{\gamma}_E(t)}{dt} = \Gamma b^T P \varepsilon(t) \quad (\text{или} \quad \hat{\gamma}_E(t) = \Gamma b^T P \int \varepsilon(t) dt), \quad (22)$$

где $\varepsilon(t) = x(t) - \hat{x}(t)$ есть *ошибка предсказания*, а положительно-определенная матрица P ($P = P^T > 0$) является решением уравнения Ляпунова

$$A^T P + PA = -Q \quad (23)$$

для произвольной симметричной положительно-определенной матрицы Q ($Q = Q^T > 0$). Положительный скаляр $\Gamma > 0$ в (22) называется *коэффициентом адаптации (adaptation gain)* [7, 11, 12].

В соответствии с теорией L_1 адаптивного управления [7] управляющий (компенсирующий) сигнал системы $u_\theta(t)$ в операторной форме задается как

$$u_\theta(s) = q(s) [k_g \mathcal{G}_r(s) - \hat{\gamma}_E(s)], \quad (24)$$

где $\theta_r(s) = 0$ - заданный входной сигнал; k_g - статический коэффициент усиления, а $q(s)$ - передаточная функция устойчивого низкочастотного фильтра, удовлетворяющая условию $q(0) = 1$ [7].

Структурная схема системы управления с предсказателем состояний (21), адаптивным законом компенсации возмущений (22) и сигналом управления $u_\theta(s)$ (24) показана на рис. 4, где обычные линии соответствуют скалярным сигналам, а двойные – векторным.

Как показано в [11, 12], выходной сигнал (ошибка) $\mathcal{G}_\gamma(s)$ адаптивной системы на рис. 4, обусловленный возмущением $\gamma_E(s)$, может быть записан в операторной форме в виде

$$\mathcal{G}_\gamma(s) = W(s) [1 - q(s) [I + W_0(s)]^{-1} W_0(s)] \gamma_E(s), \quad (25)$$

где передаточные функции $W(s)$ и $W_0(s)$ имеют вид

$$W(s) = c(sI - A)^{-1} b, \quad W_0(s) = \frac{\Gamma}{s} W_{PR}(s), \quad W_{PR}(s) = b^T P (sI - A)^{-1} b. \quad (26)$$

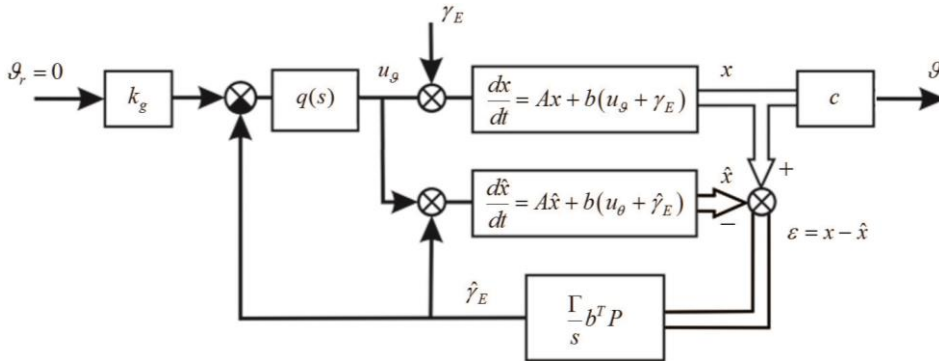


Рис. 4. L_1 адаптивная система управления с предсказателем состояний

Отметим, что $W(s)$ в (25) и (26) есть передаточная функция разомкнутой системы управления квадрокоптером по каналу тангажа при вводе в систему матричного развязывающего компенсатора K_c (15), а $W_{PR}(s)$ в (26) относится к классу *положительных действительных (Positive Real)* передаточных функций, фазовый сдвиг которых не превышает -90° [6, 11].

Уравнение (25) описывает систему, структурная схема которой представлена на рис. 5, где передаточная функция замкнутого контура $F_\Sigma(s)$ с отрицательной обратной связью дается выражением

$$F_\Sigma(s) = [I + W_0(s)]^{-1} W_0(s). \quad (27)$$

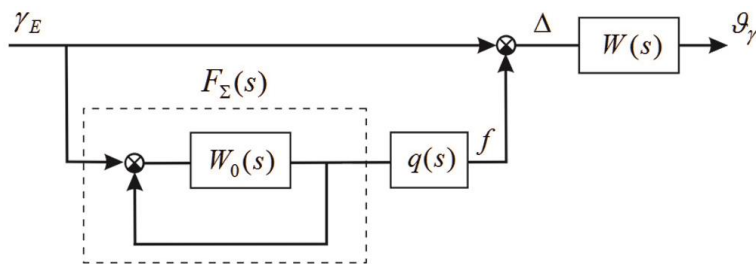


Рис. 5. К определению ошибки адаптивной системы, вызванной внешним возмущением $\gamma_E(s)$

Поскольку фазовый сдвиг передаточной функции $W_{PR}(s)$ в (26) не превышает -90° , а интегратор в $W_0(s)$ вносит постоянный фазовый сдвиг -90° , то очевидно, что система с передаточной функцией $F_\Sigma(s)$ (27) устойчива при любой величине коэффициента адаптации Γ (так как годограф $W_0(j\omega)$ на

комплексной плоскости не может охватить критическую точку $(-1, j0)$ ни при каких значениях $\Gamma > 0$ и $\omega > 0$).

При этом, если для простоты принять, что $q(s) = 1$, то из (26) и рис. 5 видно, что при $\Gamma \rightarrow \infty$ имеем $F_{\Sigma}(s) \rightarrow 1$, и ошибка \mathcal{Q}_{γ} стремится к нулю независимо от величины и формы возмущения $\gamma_E(t)$. Иными словами, за счет выбора величины Γ можно свести ошибку $|\mathcal{Q}_{\gamma}|$ к любой, сколь угодно малой величине. Что касается постоянных внешних возмущений $\gamma_E = const$, то адаптивный контур управления полностью компенсирует такие возмущения независимо от величины $|\gamma_E|$, а также значения $\Gamma > 0$, так как передаточная функция $W_0(s)$ в (27) имеет астатизм первого порядка (одно интегрирующее звено), и сигнал f на рис. 5 в установившемся состоянии равен γ_E , т.е. $\Delta = \gamma_E - f = 0$.

Заключение. Рассмотрена задача разработки адаптивной системы компенсации внешних возмущений (например, порывов ветра), действующих на квадрокоптер, в предположении, что линейные перемещения квадрокоптера в инерциальном пространстве отсутствуют. Решение этой задачи имеет важное значение при наблюдении наземных объектов при помощи видеокамеры, установленной на квадрокоптере в двусосном кардановом подвесе. Предлагаемая процедура проектирования заключается во введении в систему управления квадрокоптером матричного развязывающего компенсатора, который приводит к независимости отдельных каналов системы, и последующем синтезе L_1 адаптивного регулятора с предсказателем состояний, обеспечивающего компенсацию ограниченных внешних возмущений.

Показано, что при произвольной величине и форме внешних возмущений $\gamma_E(t)$ ошибку системы управления квадрокоптером можно свести к сколь угодно малой (по модулю) величине за счет выбора соответствующего (большого) значения коэффициента адаптации Γ . Если же внешнее возмущение является постоянным, т.е. $\gamma_E = const$, то адаптивный регулятор полностью компенсирует его влияние независимо от величины $|\gamma_E|$.

Исследование выполнено совместно с Российско-Армянским университетом за счет средств, выделенных в рамках субсидии МОН РФ на финансирование научно-исследовательской деятельности РАУ.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Shah B., Choset H.** Survey on Urban Search and Rescue Robotic// Journal of Robotics Society of Japan. – 2004. –Vol. 22, No. 5. – P. 582-586.
2. **Bresciani T.** Modelling, Identification and Control of a Quadrotor Helicopte / Department of Automatic Control, Lund University. – 2008. – 16 p.
3. **Гаспарян О.Н., Багиян А.А.** Программное управление в задачах сопровождения наземных объектов с летательных аппаратов// Информационные технологии и управление. – 2011. – № 3. – С. 234–240.
4. **Altug E., Ostrowski J.P., Taylor C.J.** Control of a Quadrotor Helicopter Using Dual Camera Visual Feedback // The International Journal of Robotics Research.– 2005.– 24.– P. 5-6.
5. **Гаспарян О.Н., Егиазарян Г.Г., Дарбинян А.Г., Егиазарян Д.У.** Разработка системы управления квадрокоптером с развязывающим регулятором с учетом динамики электродвигателей // Вестник РАУ. – 2017. – №1. –16 с.
6. **Ioannou P., Sun J.** Robust Adaptive Control.- Prentice Hall, 1996. – 834 p.
7. **Hovakimyan N., Cao. C.** L_1 Adaptive Control Theory - Guaranteed Robustness with Fast Adaptation.-SIAM, Philadelphia. – 2010. – 340 p.
8. **Skogestad S., Postlethwaite I.** Multivariable Feedback Control. Analysis and Design. –John Wiley and Sons Ltd, Chichester, Sussex, UK, 2005 . – 585 p.
9. **Gasparyan O.N.** Linear and Nonlinear Multivariable Feedback Control: A Classical Approach.- John Wiley & Sons, UK, 2008. – 354 p.
10. **Dorf R.C., Bishop R.** Modern Control Systems. – Addison-Wesley Publishing Co., Reading, MA, 2007. – 1046 p.
11. On Application of L_1 Adaptive Control to Multivariable Control Systems. Part I. General-Type Multivariable Systems/ **O.N. Gasparyan, T. Hovanissyan, N. Vardanyan**, et al // Proceedings of RA NAS and NPUA. Series of Technical sciences. – 2014. – V.67, №4. – P. 434-445.
12. On Application of L_1 Adaptive Control to Multivariable Control Systems. Part II. Uniform Systems, / **O.N. Gasparyan, T. Hovanissyan, N. Vardanyan**, et al // Proceedings of RA NAS and NPUA. Series of Technical sciences. – 2015. – V.67, №4. – P. 238-249.

Национальный политехнический университет Армении. Материал поступил в редакцию 14.09.2017.

Օ.Ն. ԳԱՍՊԱՐՅԱՆ, Գ.Գ. ԵՂԻԱԶԱՐՅԱՆ, Հ.Գ. ԴԱՐԲԻՆՅԱՆ,
Դ.Հ. ԵՂԻԱԶԱՐՅԱՆ

ՔԱՌԱՊՏՈՒՏԱԿԻ L_1 ԱՂԱՊՏԻՎ ԿԱՌԱՎԱՐՄԱՆ ՀԱՄԱԿԱՐԳԻ ՄՇԱԿՈՒՄԸ

Դիտարկված է քառապտուտակի վրա ազդող արտաքին վրդովմունքները չեզոքացնող ադապտիվ համակարգի մշակման խնդիրը: Ցույց է տրված, որ խնդիրը կարևոր նշանակություն ունի քառապտուտակի վրա երկառանցք կարդանային կախոցում տեղադրված տեսախցիկի միջոցով երկրային օբյեկտների դիտարկման դեպքում: Առաջարկվող նախագծման էությունը հետևյալն է. համակարգի է ներմուծվում կապազերծող կարգավորիչ, որից հետո իրականացվում է ադապտիվ կարգավորիչի սինթեզը, որն էլ կոմպենսացնում է արտաքին վրդովմունքները: Ցույց է տրված, որ կառավարման համակարգի սխալը կարելի է մոտեցնել ցանկացած փոքրագույն մեծությանը՝ ադապտացման գործակցի ընտրության հաշվին:

Առանցքային բառեր. քառապտուտակ, բազմակապ կառավարման համակարգ, արտաքին վրդովմունքներ, մատրիցային կապազերծող կոմպենսատոր, L_1 ադապտիվ կարգավորիչ, վիճակների կանխագուշակիչ, ադապտացման գործակից:

**O.N. GASPARYAN, G.G. YEGHIAZARYAN, H.G. DARBINYAN,
D.H. YEGHIAZARYAN**

**DEVELOPMENT OF THE L_1 ADAPTIVE CONTROL SYSTEM
OF QUADROCOPTER**

The issue of developing a control system for compensating the external disturbances acting on the quadcopter is considered. It is shown that the solution of the given task is important for the observation of ground objects with the help of a video camera mounted on the quadcopter in a two-axis Cardan gimbal. The proposed design procedure consists in introducing into the system a decoupling compensator and subsequent synthesis of an adaptive regulator that provides the compensation of external disturbances. It is shown that by virtue of choosing the value of the adaptation gain, one can reduce the control system error to any arbitrary small value.

Keywords: quadcopter, multivariable control system, external disturbances, matrix decoupling compensator, L_1 adaptive regulator, state predictor, adaptation gain.