

ОПТИМІЗАЦІЯ ЕНЕРГОДИНАМІЧНИХ ПРОЦЕСІВ В СИСТЕМАХ ЕЛЕКТРОПРИВОДУ КВАДРОКОПТЕРА

Ю.О. Денисов* , докт. техн. наук, В.П. Войтенко**, канд. техн. наук, О.М. Городній***, канд. техн. наук, А.В. Димерець****

Чернігівський національний технологічний університет,
вул. Шевченка, 95, Чернігів, 14035, Україна
e-mail: den71ltd@gmail.com

З метою економного витрачання енергоресурсу акумулятора для живлення системи стабілізації польоту квадрокоптера запропоновано оптимізувати процес споживання струму електроприводами несучих гвинтів, які виконано на основі безколекторних двигунів постійного струму. Їх живлення здійснюється від автономних інверторів напруги. Бібл. 10, рис. 6.

Ключові слова: квадрокоптер, безколекторний двигун постійного струму, споживаний струм, оптимізація.

Вступ. Квадрокоптер – безпілотний літальний апарат (БПЛА) [1]. Існує актуальна проблема підвищення часу польоту квадрокоптера за обмеженої ємності акумулятора. На енергодинамічні процеси в електроприводах на основі безколекторних двигунів постійного струму (БДПС) впливають пульсації його проти-е.р.с. та струму [2], [3]. За умови, що відомі параметри пульсацій, моделі силових перетворювачів та БДПС, можна розрахувати втрати потужності [4] – [8]. Метою дослідження є зменшення пульсацій проти-е.р.с. та струму засобами управління процесами в контурі струму. У відомих аналогічних системах цього досягти неможливо, тому що в них відсутні контури струму [9]. Пропонується в систему включити контур струму з регулятором, налаштованим на процеси кінцевої тривалості з компенсацією проти-е.р.с. та стабілізацією темпу зміни струму акумулятора, що дасть змогу підвищити енергодинамічні показники системи електроприводу гвинтів квадрокоптера та збільшити час його польоту за обмеженої ємності акумулятора.

Функціональна схема системи управління польотом квадрокоптера.

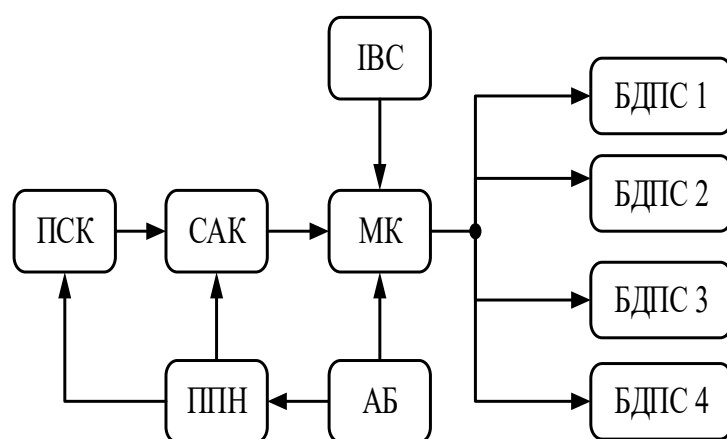


Рис. 1

Схема зображена на рис. 1, де: ПСК – приймач сигналу керування; САК – система автоматичного керування автономного інвертора (АІН) з ШІМ за законом синуса; МК – модуль керування режимами роботи; БДПС1 – БДПС4 для стабілізації і навігації польоту квадрокоптера; ПШН – перетворювач постійної напруги, що живить блоки ПСК, САК; АБ – акумуляторна батарея; ІВС – інерційно-вимірвальна система, призначена для формування сигналів поточних значень швидкості і кутів для відповідної осі обертання.

Електроприводи кожної осі обертання виконано за аналогічними схемами з контурами струму. Аналіз процесів у одному з них надано нижче.

Структурна схема контуру струму зображена на рис. 2, де:

$K_{q1}(p) = 1 / R \cdot (pT_E + 1)$; $K_{q2}(p) = R / pT_M$; $K_{q3}(p) = 1 / C_{EB}$, де $T_E = L / R$, $T_M = J \cdot R / (C_{EB} \cdot C_{ME})$ –

електрична і електромеханічна сталі. Ланка з передавальною функцією $K_{HC}(p) = 1 / (pT_k + 1)$ враховує наявність у контурі струму некомпенсованої постійної T_k ; C_{EB}, C_{MB} – постійні проти-е.р.с. та моменту.

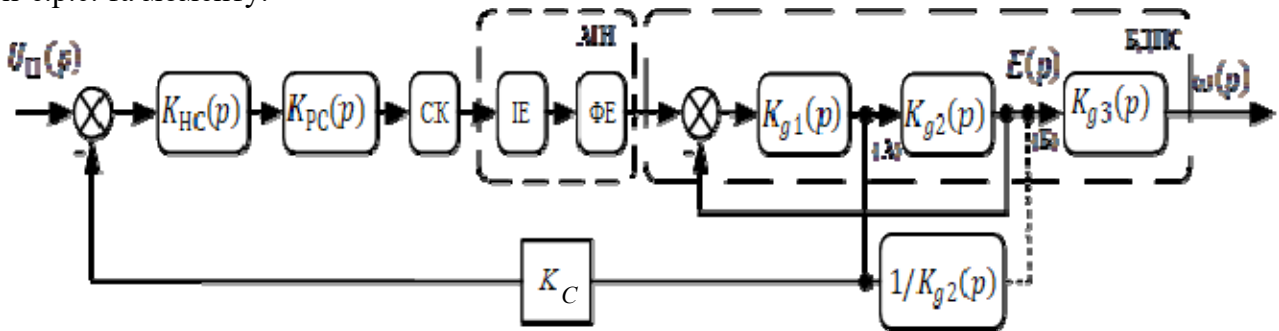


Рис. 2

На структурній схемі (рис. 2) автономний інвертор напруги (АІН) показано імпульсним елементом з одиничним коефіцієнтом підсилення і формуючим елементом – фіксатором нульового порядку. Таке представлення АІН з синусоїдальним законом ШІМ як ланки системи регулювання обґрунтовано в роботі [10].

Передавальна функція наведеної неперервної частини контуру струму:

$$K_{ПНЧ}(p) = K_{HC}(p) \cdot K_{PC}(p) K_{CV} K_{q1}(p) K_C K_{\Phi E}(p),$$

що впливає з рис. 1, де $K_{PC}(p) = R(pT_E + 1) / pT_T K_{CV} K_C$ – передавальна функція ПІ-регулятора, $K_{\Phi E}(p) = 1 - e^{-pT} / p$ – передаточна функція формуючого елемента, $K_{CV}(p) = K(S1)$ – коефіцієнт підсилення амплітуди функції Уолша *Salit* у процесі синусоїдальної ШІМ, T – період вихідної напруги АІН [10]. У результаті отримуємо:

$$K_{ПНЧ}(p) = (1 - e^{-pT}) / p^2 T_T (pT_k + 1), \tag{1}$$

де T_T – постійна інтегрування регулятора контуру струму.

Знайдемо передатну функцію наведеної неперервної частини контуру струму з урахуванням проти-е.р.с. електродвигуна, для чого точку А – зняття струму – перенесемо в точку Б, що показано пунктиром на рис. 1. Передавальна функція електродвигуна:

$$K_q(p) = 1 / p^2 T_E T_M + pT_M + 1.$$

Зважаючи на це:

$$K_{ПНЧ}(p) = K_{CV} \frac{(1 - e^{-pT})}{p} \frac{K_{PC}(p) K_C p T_M}{R(p^2 T_M T_T + pT_M + 1)(pT_k + 1)}. \tag{2}$$

Порівнюючи (1), (2) отримуємо передавальну функцію регулятора контуру струму, що дає змогу компенсувати проти-е.р.с. електродвигуна:

$$K_{PC}(p) = R(p^2 T_M T_E + pT_M + 1) / p^2 T_M T_T K_{CV} K_C. \tag{3}$$

Оптимізуємо контур струму за швидкодією за наявності в його структурі компенсуючого регулятора (3). У цьому випадку передавальна функція наведеної неперервної частини контуру струму повторює (1). Для відносного комплексного змінного $q = pT$ маємо:

$$K_{ПНЧ}(q) = K_o (1 - e^{-q}) / p^2 (q + \beta), \tag{4}$$

де $K_o = T^2 / T_T T_k$, $\beta = T / T_k$.

Піддаючи (4) модифікованому Z-перетворенню, отримуємо дискретну передавальну функцію розімкнутого контуру струму:

$$W_{PC}^*(Z, \varepsilon) = K_o \frac{(A_1 \varepsilon + A_2)(Z - 1)(Z - e^{-\beta}) + A_3 e^{-\beta \varepsilon} (Z - 1)^2 + A_1 (Z - e^{-\beta})}{(Z - 1)(Z - e^{-\beta})}, \tag{5}$$

де $0 \leq \varepsilon \leq 1$, $A_1 = \frac{1}{\beta}$, $A_2 = -\frac{1}{\beta^2}$, $A_3 = \frac{1}{\beta^2}$

Для моменту спрацювання імпульсного елемента дискретна передавальна функція ро-

зімкнутого контуру струму з урахуванням (5) призводить до:

$$W_{pc}^*(Z,0) = K_0(ZK_1 + K_2)/(Z-1)(Z - e^{-\beta}), \quad (6)$$

де $K_1 = A_1 - A_3(1 - e^{-\beta})$, $K_2 = A_3(1 - e^{-\beta}) - A_1e^{-\beta}$.

Дискретна передавальна функція замкнутого контуру струму для моменту спрацьовування імпульсного елемента:

$$W_{pc}^*(Z,0) = W_{pc}^*(Z,0)/1 + W_{pc}^*(Z,0). \quad (7)$$

Процес у контурі струму можна закінчити за два періоди вихідної напруги АІН, якщо $-1 - e^{-\beta} + K_0K_1 = 0$, $e^{-\beta} + K_0K_1 = 0$, звідки $K_0 = 1/(K_1 + K_2) = \beta/(1 - e^{-\beta})$.

Дискретна передавальна функція замкнутого контуру струму для поточних значень параметра зміщення решітчастої функції $W_{zc}^*(Z,\varepsilon) = W_p^*(Z,\varepsilon)/1 + W_p^*(Z,0)$, $0 \leq \varepsilon \leq 1$.

За виконання умови кінцевої тривалості процесу з урахуванням (5) отримуємо:

$$W_{zc}^*(Z,-0) = K_0 \frac{b_2(\varepsilon)Z^2 + b_1(\varepsilon)Z + b_0(\varepsilon)}{Z^2}, 0 \leq \varepsilon \leq 1,$$

де $b_0(\varepsilon) = A_1e^{-\beta}(\varepsilon - 1) + A_2(e^{-\beta} - e^{-\beta\varepsilon})$; $b_1(\varepsilon) = A_1[1 - \varepsilon(1 + e^{-\beta}) - A_2(1 - e^{-\beta}) - 2A_3e^{-\beta\varepsilon}]$;
 $b_2(\varepsilon) = A_1\varepsilon + A_2(1 - e^{-\beta\varepsilon})$

Z-зображення перехідної характеристики замкнутого контуру струму:

$$H^*[Z,\varepsilon] = \frac{Z}{Z-1} W_{zc}^*(Z,\varepsilon), 0 \leq \varepsilon \leq 1.$$

Оригінал перехідної характеристики:

$$H^*[Z,\varepsilon] = K_0 \{b_2(\varepsilon)[n-0,\varepsilon] + [b_2(\varepsilon) + b_1(\varepsilon)][n-1,\varepsilon] + [b_2(\varepsilon) + b_1(\varepsilon) + b_0(\varepsilon)][n-2,\varepsilon]\},$$

де $n = 0, 1, 2, \dots$ – номер періоду гратчастої функції, Перша різниця якої на нульовому періоді

$$\Delta H_0^*[\beta] = H^*[0,1] - H^*[0,0] = \frac{\beta - 1 + e^{-\beta}}{\beta(1 - e^{-\beta})},$$

і, відповідно, на першому періоді $\Delta H_1^*[\beta] = H^*[1,1] - H^*[1,0] = \frac{1 - e^{-\beta}(1 + \beta)}{\beta(1 - e^{-\beta})}$.

Для збільшення часу використання енергетичного ресурсу акумулятора квадрокоптера темп споживаного його струму повинен бути постійним, без помітних стрибків. Цій умові відповідає рівність перших різниць гратчастої функції перехідної характеристики контуру струму, що приводить до рівняння: $\beta + e^{-\beta}(2 + \beta) = 2$, рішення якого відповідає $\beta \rightarrow 1$. Таким чином, постійний темп напруги струму, споживаного від акумулятора, можна забезпечити, якщо некомпенсована постійна контуру струму буде дорівнювати періоду частоти вихідної напруги АІН.

Реалізація компенсуючого регулятора контуру струму. Представимо (3) у вигляді такої суми:

$$K_{pc}(p) = K_p \left(1 + \frac{1}{pT_M} + \frac{1}{p^2T_ET_M} \right), \text{ де } K_p = RT_ET_T K_{cy} K_C.$$

Переходячи до відносного комплексного змінного $q = pT$, отримуємо:

$$K_{pc}(q) = \left(1 + \frac{\bar{T}_M}{q} + \frac{\bar{T}_M \bar{T}_E}{q^2} \right), \text{ де } \bar{T} = T/T_M, \bar{T}_E = T/T_E.$$

Дискретна передавальна функція регулятора контуру струму:

$$W_{pc}^*(Z,\varepsilon) = Z_M \{K_{pc}(q)\} = K_p \frac{Z^2(1 + \bar{T}_M + \bar{T}_M \bar{T}_E \varepsilon) + Z(\bar{T}_E - \bar{T}_M - 2) + 1 - \bar{T}_M \bar{T}_E \varepsilon}{Z^2 - 2Z + 1}, 0 \leq \varepsilon \leq 1. \quad (9)$$

Поділивши чисельник і знаменник (9) на Z , для моменту спрацьовування імпульсного елемента ($\varepsilon = 0$) отримуємо:

$$W^*_{pc}(Z,0) = \frac{\mu_0 + Z^{-1}\mu_1 + Z^{-2}\mu_2}{1 + b_1Z^{-1} + b_2Z^{-2}} = \frac{\Delta U^*_{вих}(Z,0)}{\Delta U^*_{вх}(Z,0)}, \tag{10}$$

де $\mu_0 = K_p(1 + \bar{T}_M)$, $\mu_1 = -K_p(2 + \bar{T}_M - \bar{T}_E)$, $\mu_2 = K_p$, $b_1 = -2$, $b_2 = 1$.

З (10) отримуємо Z-зображення кінцево-різницевого рівняння:

$$\Delta U^*_{вих}(Z,0) = \Delta U^*_{вх}[Z,0] \cdot (\mu_0 + Z^{-1}\mu_1 + Z^{-2}\mu_2) - \Delta U^*_{вих}[Z,0] \cdot (b_1Z^{-1} + b_2Z^{-2}).$$

Йому відповідає оригінал:

$$\Delta U^*_{вих}[n,0] = \sum_{K=0}^2 \Delta U^*_{вх}[n-K,0] \cdot \mu_K - \sum_{K=1}^2 \Delta U^*_{вих}[n-K,0] b_K. \tag{11}$$

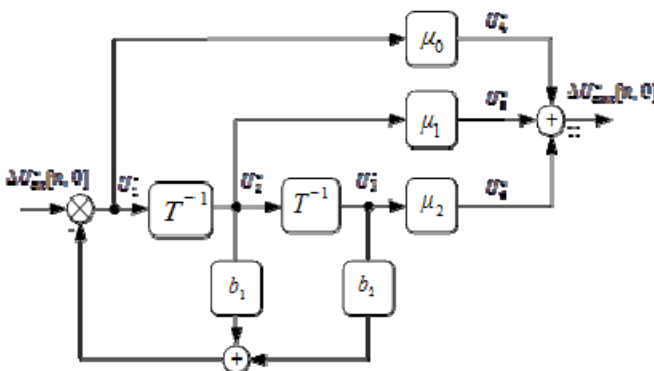


Рис. 3

Розв'язання різницевого рівняння (11) здійснює цифровий рекурсивний фільтр з нескінченною пам'яттю, структурна схема якого зображена на рис.3.

З використанням пакету MATLAB Simulink досліджено процеси в моделі (рис. 4) контуру струму системи приводу квадрокоптера з двигуном DB59C024035-A. Регулятори контуру струму задіяно в блоці Current Controller. Реакція струму акумулятора на зміну моменту навантаження для ПІ-регулятора показана на рис. 5, а, а спектр струму БДПС – на рис. 5, б.

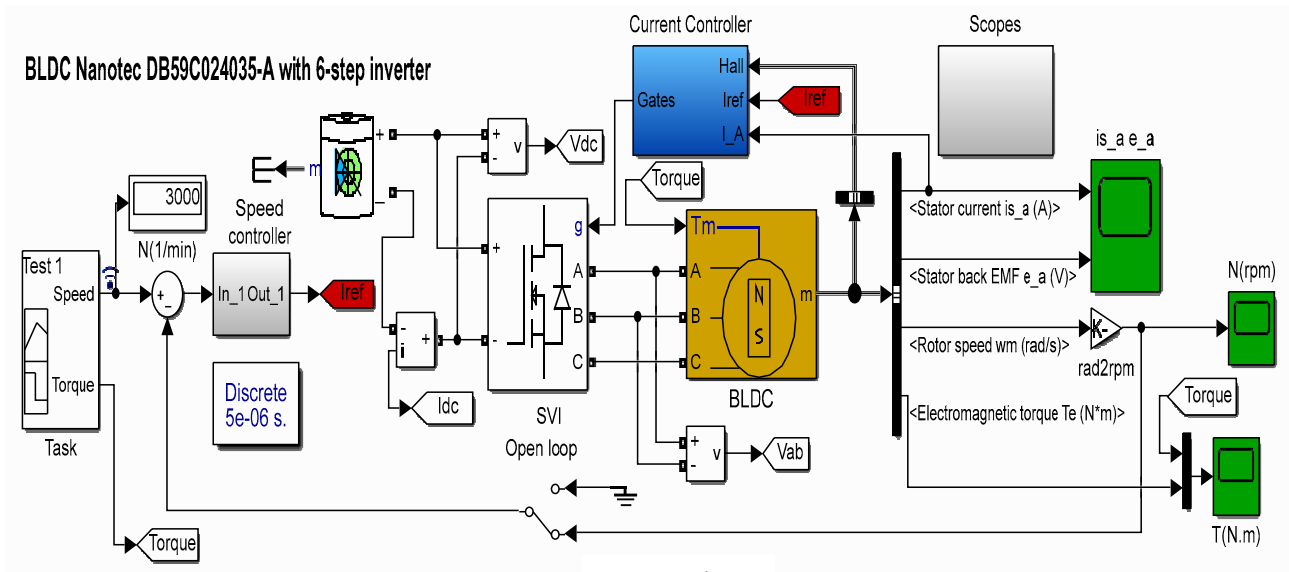
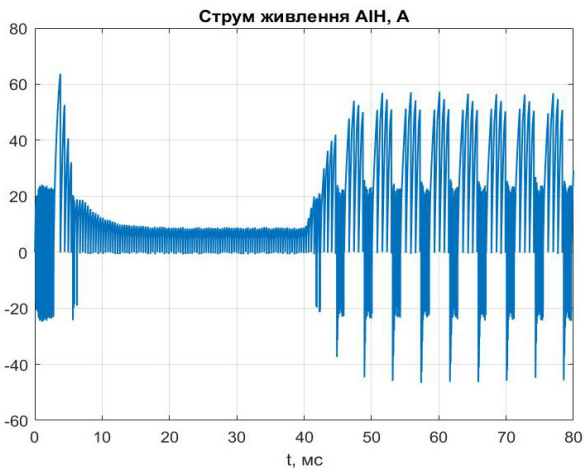
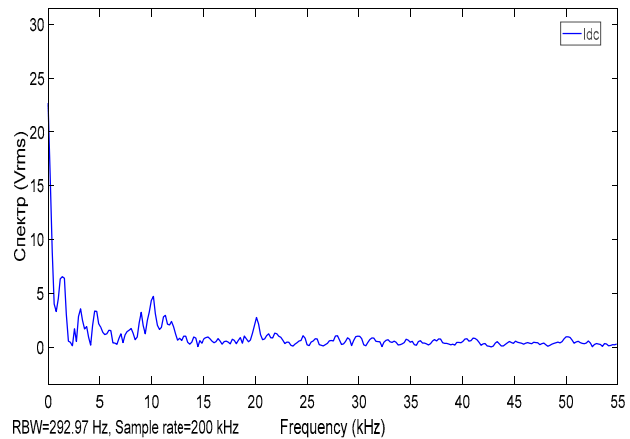


Рис.4



а



б

Рис. 5

Аналогічні діаграми для випадку включення в контур струму компенсуючого регулятора наведено на рис. 6, а, б. Вони свідчать про покращення темпу зміни струму акумулятора та зменшення амплітуд вищих гармонік у спектрі струму, наслідком чого є покращення енергетичних показників.

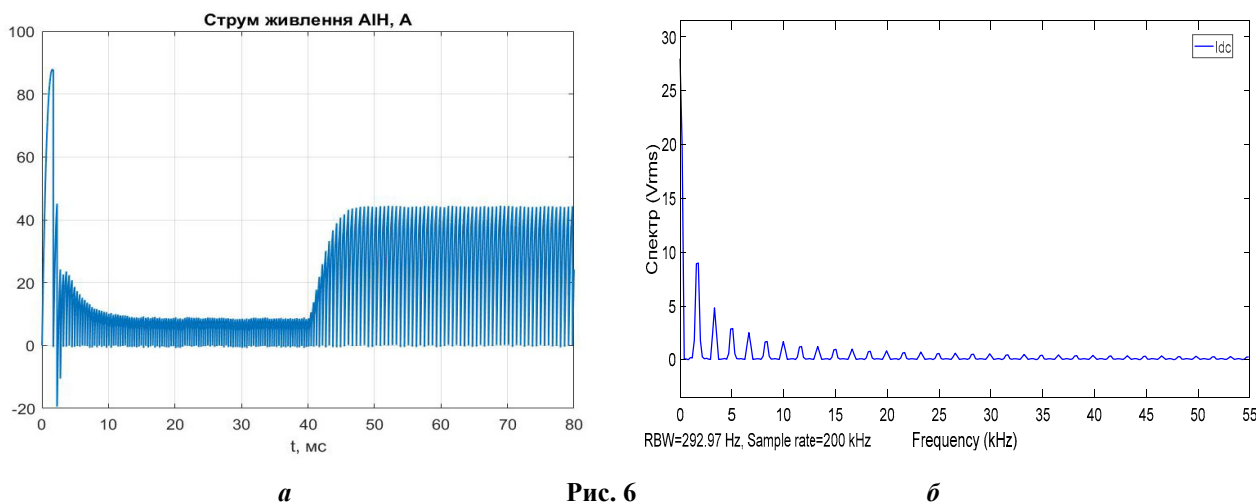


Рис. 6

Висновок. Отримано передавальну функцію контуру струму з налаштуванням на процес кінцевої тривалості, яка дає змогу зменшити втрати потужності в БДПС та збільшити час використання енергетичного ресурсу квадрокоптера.

1. Денисов Ю.О., Шаповалов О.Л., Серета О.В., Куц Є.В. Оптимізація енергодинамічних процесів у системі керування приводом стабілізації польоту безпілотної літальної апаратури. *Технічні науки та технології: сб.наук. праць Чернігівського нац. технологічного ун-ту*. 2018. №3 (13). С.187–193.
2. Башинський В.Г., Денисов О.І., Бурсала О.Л., Бурсала О.О., Шаповалов О.Л. Пристрій управління автономним інвертором напруги з синусоїдальним законом широтно-імпульсної модуляції, інваріантним до помилки системи запуску авіадвигуна. *Системи озброєння і військова техніка*. 2019. № 1(57). С. 7–14.
3. Башинський В.Г., Шаповалов О.Л., Денисов А.І., Бурсала Е.А., Бурсала А.Л. Влияние пульсаций бесколлекторного двигателя постоянного тока на процесс управления запуском газотурбинного двигателя вертолета. *Технічна електродинаміка*. 2020. № 2. С. 56–66.
4. Сандлер А.С., Сарбатов Р.С. Автоматическое частотное управление асинхронными двигателями. М.: Энергия, 1974. 328 с.
5. Волков И.В., Исаков В.Н. Электроприводы со стабилизированным током в силовых цепях. М.: Радио и связь, 1991. 215 с.
6. Акинин К.П. Релейно-векторная система управления бесконтактными двигателями с постоянными магнитами с датчиком тока в звене постоянного тока. *Технічна електродинаміка*. 2014. № 3. С. 52–55.
7. Tereshchenko T., Yamnenko J. Amplitude PWM with Increased Factor of Source Voltage Use. Proc. 57th International Scientific Conference on Power and Electrical Engineering of Riga Technical University (RTUCON). 13–14 October 2016. Pp. 255–258.
8. Singh B., Singh S. Single-phase Power Factor Controller Topologies for Permanent Magnet Brushless DC Motor Drives. *IET Power Electronic*. 2010. Vol. 3. No 2. Pp. 147–175.
9. Шилов Е.К. Разработка систем автоматического управления беспилотным летательным аппаратом мультироторного типа. *Труды МФТИ*. Москва, 2014. Т. 6, №4. С.139–151.
10. Денисов А.И., Зволинский В.М., Руденко Ю.В. Вентильные преобразователи в системах точной стабилизации. Киев: Наукова думка, 1997. 250с.

ОПТИМИЗАЦИЯ ЭНЕРГОДИНАМИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ В СИСТЕМАХ ЭЛЕКТРОПРИВОДОВ КВАДРОКОПТЕРА

Ю.А. Денисов, докт. техн. наук, В.П. Войтенко, канд. техн. наук, А.Н. Городний, канд. техн. наук, А.В. Дымерец

Черниговский национальный технологический университет,
ул. Шевченко 95, Чернигов, 14035, Украина.

e-mail: den71ltd@gmail.com

С целью экономного расходования энергоресурса аккумулятора для питания системы стабилизации полета

квадрокоптера предложено оптимизировать процесс потребления тока электроприводами несущих винтов, которые выполнены на основе бесколлекторных двигателей постоянного тока. Их питание осуществляется от автономных инверторов напряжения. Библ. 10, рис. 6.

Ключевые слова: квадрокоптер, бесколлекторный двигатель постоянного тока, потребляемый ток, оптимизация.

OPTIMIZATION OF ENERGY-DYNAMIC PROCESSES IN QUADROCOPTER ELECTRIC DRIVE SYSTEMS

Yu. Denisov, V. Voytenko, A. Gorodny, A. Dymerecs

Chernihiv National University of Technology,
Shevchenka str., 95, Chernihiv, 14035, Ukraine,
e-mail: den71ltd@gmail.com

In order to save energy consumption of the battery for powering the quadcopter flight stabilization system, it is proposed to optimize the process of current consumption by rotor electric drives, which are based on brushless DC motors. They are powered by autonomous voltage inverters. References 10, figures 6.

Key words: quadcopter, brushless DC motor, current consumption, optimization.

1. Denisov Yu., Shapovalov O., Sereda O., Kuts Ye. Optimization of energy dynamical processes in the control system of the drive for stabilizing the flight of the unmanned aerial vehicle. *Tekhnichni nauky ta tekhnolohii*. 2018. No 3 (13). Pp. 187–193. (Ukr)
2. Bashynskiy V.H., Denysov O.I., Bursala O.L., Bursala O.O., Shapovalov O.L. Device for controlling autonomous voltage inverter with sinusoidal law of pulse-width modulation, invariant to system engine start error. *Systemy ozbroiennia i viiskova tekhnika*, 2019. No. 1 (57). Pp. 7–14.
3. Bashynskiy V., Shapovalov O., Denisov A., Bursala O., Bursala A. Influence of pulsations of the flexible dc motor on the management process of starting the gas turbine motor helicopter. *Tekhnichna elektrodynamika*. 2020. No 2. Pp. 56–66. (Rus).
4. Sandler A., Sarbatov R. Automatic frequency control of asynchronous motors. Moscow: Energy. 1974. 328 p. (Rus)
5. Volkov I., Isakov V. Electric drives with stabilized current in power circuits. Moscow: Radio and communication. 1991. 215 p. (Rus)
6. Akynyn K.P. Relay vector control system of permanent magnet contactless motors with a current sensor in the DC link. *Tekhnichna elektrodynamika*. 2014. No 3. Pp. 52–55 (Rus)
7. Tereshchenko T., Yamnenko J. Amplitude PWM with Increased Factor of Source Voltage Use. Proc. 57th International Scientific Conference on *Power and Electrical Engineering of Riga Technical University (RTUCON)*. 13–14 October 2016. Pp. 255–258.
8. Singh B., Singh S. Single-phase Power Factor Controller Topologies for Permeant Magnet Brushless DC Motor Drives. *IET Power Electronic*. 2010. Vol. 3. No 2. Pp. 147–175.
9. Shilov Ye. Development of automatic control systems for unmanned aerial vehicle multi-tare type. Moskva: Trudy MFTI. 2014. Vol. 6. No. 4. Pp. 139–151. (Rus)
10. Denisov A., Zvolinskiy V., Rudenko Yu. Valve converters in precision stabilization systems. Kyiv: Naukova dumka. 1997. 250 p. (Rus).

Надійшла: 28.02.2020

Received: 28.02.2020