

Військово-технічні проблеми

УДК 629.374.7

DOI: 10.30748/soivt.2019.57.01

В.Г. Башинський, О.І. Денисов, О.Л. Бурсала, О.О. Бурсала, О.Л. Шаповалов

Державний науково-дослідний інститут випробувань і сертифікації озброєння та військової техніки, Чернігів

ПРИСТРІЙ УПРАВЛІННЯ АВТОНОМНИМ ІНВЕРТОРОМ НАПРУГИ З СИНУСОЇДАЛЬНИМ ЗАКОНОМ ШИРОТНО-ІМПУЛЬСНОЇ МОДУЛЯЦІЇ, ІНВАРІАНТНИМ ДО ПОМИЛКИ СИСТЕМИ ЗАПУСКУ АВІАДВИГУНА

Для системи запуску авіадвигуна військово-транспортного літака, в якому живлення асинхронного стартер-генератора здійснюється від автономного інвертора з синусоїдальним законом широтно-імпульсної модуляції вихідної напруги, запропоновано пристрій корекції форми сигналу помилки системи під час перехідного процесу. Внаслідок цього досягнуто зниження амплітуд вищих гармонік в спектрі вихідної напруги автономного інвертора, що призводить до підвищення коефіцієнта корисної дії (к.к.д.) системи запуску і знижує електромагнітні завади.

Ключові слова: помилка системи запуску, цифровий фільтр, фіксатор нульового порядку, множник, перехідний процес, коефіцієнт гармонік, автономний інвертор напруги.

Вступ

Постановка проблеми та аналіз останніх досліджень і публікацій. Підвищення к.к.д. систем запуску авіаційних двигунів (АВД) можливе на основі досягнень в галузі силової та інформаційної електроніки, електромашинобудування [1–3].

Оскільки електроенергетичний ресурс на борту літального апарата обмежений, то підвищення к.к.д. систем запуску АВД є найважливішим завданням, яке можливо вирішити шляхом оптимізації режиму енергоспоживання [4–6] на основі сучасної елементної бази і силового електрообладнання [7–10].

В процесі реалізації оптимальних регуляторів контурів систем запуску АВД їх параметри найефективніше можливо налаштувати при використанні нейронних мереж [11–12].

Існуюча тенденція енергозабезпечення на борту літального апарата базується на відомій пропозиції Хелслі [1] про застосування для цього лише електроенергії з відмовою від пневматики і гідравліки, що припускає створення повністю електрифікованого літака. В контексті цієї тенденції постають складні задачі з мінімізації втрат потужності у споживачах електроенергії на борту літального апарата.

Однією з таких задач є збереження закону широтно-імпульсної модуляції (ШІМ) напруги на виході автономного інвертора, який живить асинхронний двигун системи запуску АВД.

Аналогічна задача постає і при використанні безколекторних двигунів постійного струму (БДПС)

в системах запуску ГТД вертольотів.

Порушення синусоїдального закону ШІМ пов'язано з появою помилки регулювання в замкненій системі управління швидкістю електродвигуна на етапі перехідного процесу.

Під час перехідного процесу на синусоїдальну модулюючу функцію накладається сигнал помилки замкненої системи і викривлює її.

Внаслідок цього збільшуються амплітуди вищих гармонік на виході автономного інвертора напруги (АІН), що спричиняє зростання втрат потужності в електродвигуні.

Саме тому проблема зниження втрат потужності в системах запуску АВД під час перехідного процесу є актуальною.

До теперішнього часу ця проблема не отримала свого рішення. **Метою даної роботи** є вирішення цієї проблеми шляхом забезпечення інваріантності синусоїдального закону ШІМ до помилки замкненої системи запуску АВД, що дозволить підвищити її к.к.д. і знизити електромагнітні завади.

Виклад основного матеріалу

1. Помилка контуру струму в системі запуску військово-транспортного літака

В роботі [8] наведені результати оптимізації енергетичних процесів системи запуску АВД військово-транспортного літака.

Структурна схема її системи автоматичного регулювання (САР) представлена на рис. 1.

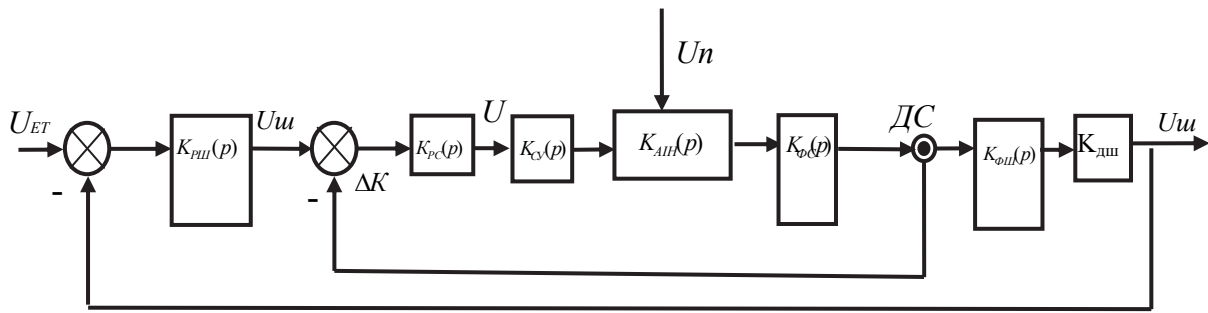


Рис. 1. Структурна схема САР процесу запуску АВД військово-транспортного літака

При цьому:

$$K_{PIU}(p) = K_{PIU} \frac{1+pT_{PIU}}{pT_{PIU}}, K_{PC}(p) = K_C \frac{1+pT_C}{pT_C}$$

– передавальні функції регуляторів контурів швидкості і струму;

$$K_{FC}(p) = \frac{1}{r_1(1+pT_E)}, K_{FHI}(p) = \frac{r_1 K_{UD}}{J_\Sigma p}$$

– передавальні функції ланок, що формують струм і швидкість електродвигуна, де:

r_1 – опір обмотки електродвигуна;

K_{UD} – коефіцієнт підсилення електродвигуна по управлінню;

J_Σ – сума моментів інерції двигуна і навантаження, приведеного до його валу.

Передавальна функція замкненого контуру струму

$$W_{3C}(p) = K_{OC} \frac{1}{p\varphi + 1}, \quad (1)$$

де $K_{OC} = \frac{K_C \cdot K_{CU} \cdot K_{AIH} \cdot K_{DC}}{T_C \cdot r_1}, \quad \varphi = \frac{1}{K_{OT}},$

$K_C, K_{CU}, K_{AIH}, K_{DC}$ – статичні коефіцієнти підсилення регулятора струму, системи управління, автономного інвертора напруги, датчика струму (ДС).

В передавальній функції (1) враховано, що налаштування пропорційно інтегрального регулятора (ПІ-регулятора) контуру струму виконано, виходячи з умови компенсації електричної постійної електродвигуна, тобто $T_C = T_E$, де:

$$T_E = \frac{L_1}{r_1}, L_1 = \frac{X_{SC} + X_M}{\omega_1},$$

де X_{SC} – опір індуктивності розсіювання обмотки статора;

X_M – індуктивний опір ланцюга намагнічування;

ω_1 – синхронна кутова швидкість обертання асинхронного електродвигуна.

Контур швидкості в [8] налаштований на симе-

тричний оптимум з підгонкою модуля передавальної функції замкненої системи до одиниці, що відповідає $T_{PIU} = 4\varphi$; $K_{PIU} = \frac{T_0}{2\varphi}$, де $T_0 = \frac{J_\Sigma}{r_1 K_{UD} K_{DHI}}$.

В оптимізованій за швидкодією системі запуску АВД, рис. 1, перехідний процес завершується за час $t_n = 16\varphi$, тобто за $n = \frac{16\varphi}{T}$ періодів вихідної напруги АІН. На вхід системи управління АІН поступає напруга, яка є реакцією регулятора струму на помилку контуру струму. Ця напруга складається з синусоїдальною модулюючою функцією і викривлює її, що призводить до збільшення втрат потужності в електродвигуні внаслідок зростання амплітуд вищих гармонік. Ступінь впливу напруги на форму модулюючої функції залежатиме від його рівня і форми.

З рис. 1 витікає, що зображення вихідного сигналу контуру струму $U_C(p) = \frac{U_{SH}(p)pJ_\Sigma}{r_1 K_{UD}}$, а зображення його вхідного сигналу:

$$U_{BX.C}(p) = \frac{U_C(p)}{W_{3C}(p)},$$

де $U_{SH}(p)$ – зображення сигналу на виході контуру швидкості.

Зображення помилки контуру струму

$$\Delta_C(p) = U_{BX.C}(p) - U_C(p) = \frac{U_C(p)}{W_{3C}(p)} - \frac{U_{SH}(p)pJ_\Sigma}{r_1 K_{UD}}. \quad (2)$$

Зображення сигналу на вході системи управління $U_y(p) = \Delta_C(p) \cdot K_C \frac{1+pT_C}{pT_C}$.

З урахуванням (2), після відповідних перетворень, маємо:

$$U_y(p) = K_0 \frac{(1+4\varphi) \cdot (1+pT_C)}{p^3 + \frac{p^2}{\varphi} + \frac{0,5p}{\varphi^2} + \frac{0,125}{\varphi^3}}, \quad (3)$$

де $K_0 = \frac{J_2 K_{DC}}{8\varphi T_C r_1 K_{UD}}$.

Оригінал сигналу управління

$$U_y(t) = K_0 \left(\frac{A_1}{p-p_1} + \frac{A_2}{p-p_2} + \frac{A_3}{p-p_3} \right),$$

де $A_1 \div A_3$ – відрахування для полюсів

$$p_1 = -\frac{1}{2\varphi}, \quad p_{2,3} = -\frac{1}{4\varphi} \pm j \frac{\sqrt{3}}{4\varphi}.$$

Значення k -го відрахування

$$A_k = \lim_{p \rightarrow p_k} (p - p_k) K_0 \frac{(1 + 4\varphi)(1 + pT_C)}{(p - p_1)(p - p_2)(p - p_3)}, \quad (4)$$

де $k = 1, 2, 3$ – порядковий номер відрахування.

Реалізуючи (4), маємо:

$$A_1 = 2\varphi(T_C - 2\varphi), \quad A_{2,3} = A_0 \cdot e^{\pm j\Psi},$$

де $A_0 = 2\varphi\sqrt{T_C^2 - 2\varphi T_C + 4\varphi^2}$, $\Psi = \arctg \frac{\sqrt{3}T_C - 2\varphi}{T_C + 2\varphi}$.

З урахуванням винайдених полюсів і відрахувань отримуємо оригінал сигналу на вході системи управління:

$$U_y(t) = K_0 \left[A_1 \cdot e^{-\frac{t}{2\varphi}} + 2 \cdot e^{-\frac{t}{4\varphi}} A_0 \cdot \cos\left(\Psi + \frac{\sqrt{3}}{4\varphi}t\right) \right], \quad (5)$$

який являє собою суму експоненціальної функції і функції косинусу з відповідними коефіцієнтами загасання.

Цей сигнал в системі управління АІН під час перехідного процесу накладається на синусоїдальну модулюючу функцію і викривлює її. Внаслідок цього у вихідній напрузі АІН з'являються високочастотні гармоніки зі значними амплітудами, що призводить до зростання втрат в електродвигуні. Вплив сигналу (5) на синусоїдальну модулюючу функцію показаний на рис. 2.

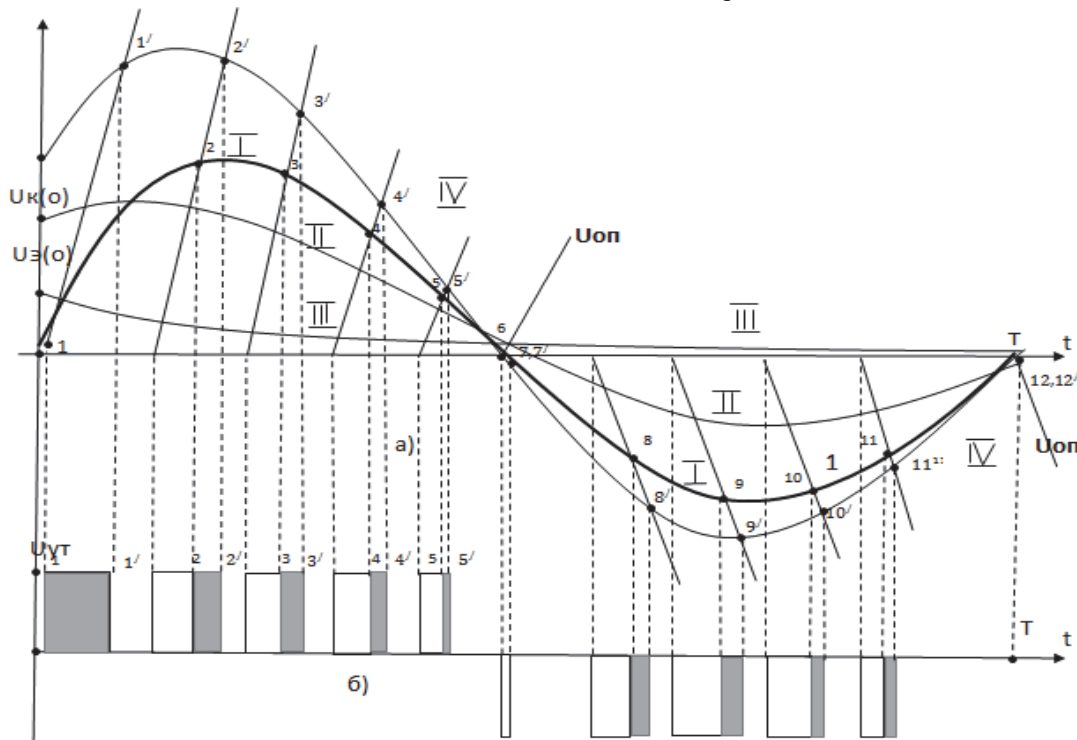


Рис. 2. Часові діаграми напруги системи управління АІН:

- а – порядок формування модулюючої функції IV з урахуванням синусоїдальної модулюючої функції (I), косинусної U_k і експоненціальної U_e складових сигналу помилки;
- б – імпульси управління U_{ym} транзисторами АІН з періодом комутації T

В усталеному режимі, коли величина помилки контуру струму близька до нуля, ШІМ здійснюється за синусоїдальним законом – крива I, рис. 2а. На виході системи управління з'являється послідовність імпульсів, у яких тривалості змінюються за таким саме законом. На рис. 2б ці імпульси не заштриховані, що відповідає положенню контактних точок 1...12. Це точки перетину модулюючої функції (I) і ліній опорних напруг $U_{оп}$.

В перехідному режимі на вході системи управління з'являється реакція регулятора контуру струму (5) на помилку контуру струму. Косинусна (II) і експоненціальна (III) складові сигналу (5), а також результат їх складання з модулюючою функцією (I) – крива (IV), рис. 2а. Внаслідок цього контактні точки з позицій (1...12) пересуваються до позицій (1''...12''), рис. 2а, що призводить до зміни площ імпульсів на виході системи управління – заштриховані ділянки, рис. 2б.

Очевидно, що в перехідному режимі закон управління ШІМ відрізняється від синусоїдального, що, як відмічено вище, збільшує втрати потужності в електродвигуні. Виникає необхідність забезпечення інваріантності закону синусоїдальної ШІМ до сигналу помилки контуру струму, що досягається при включенні до системи управління АІН додаткових ланок.

2. Структурна схема системи управління АІН з корекцією форми сигналу помилки контуру струму

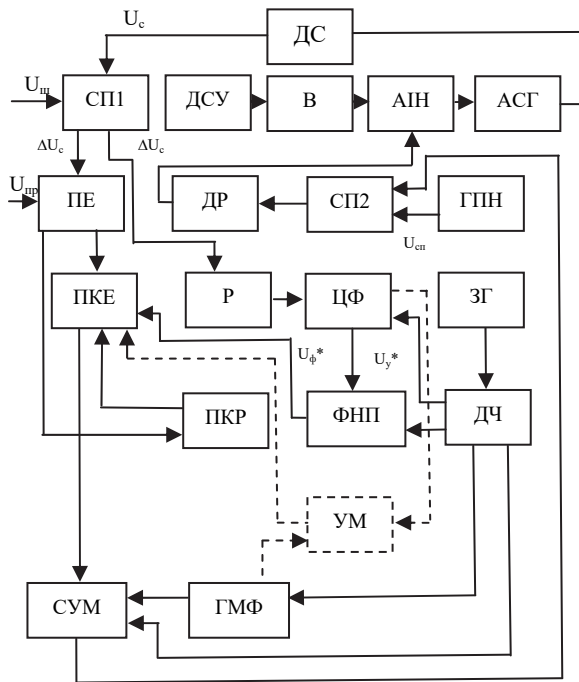


Рис. 3. Структурна схема системи управління АІН з синусоїдальним законом ШІМ, інваріантним до сигналу помилки системи запуску АВД: АСГ – асинхронний стартер-генератор; АІН – автономний інвертор напруги; В – випрямляч; ДСУ – допоміжна силова установка; ДС – датчик струму; СП1, СП2 – схеми порівняння; ПЕ – пороговий елемент; ДР – драйвер; ГПН – генератор пилоподібної напруги; ПКЕ – елемент перемикаччя; Р – регулятор; ЦФ – цифровий фільтр; ЗГ – генератор, що задає; ДЧ – дільник частоти; ФНП – фіксатор нульового порядку; ПКР – перемикач режиму роботи; СУМ – суматор; ГМФ – генератор модулюючої функції; УМ – блок множення.

Для забезпечення інваріантності синусоїдального закону ШІМ до сигналу помилки контуру струму до системи управління АІН включені наступні додаткові блоки: цифровий нерекурсивний фільтр (ЦФ), пороговий елемент (ПЕ), елемент перемикаччя (ПКЕ), перемикач режиму роботи (ПКР), фіксатор нульового порядку (ФНП), або ж блок множення (УМ) – на рис. 3 показаний пунктиром.

На виході схеми порівняння СП1 формується помилка контуру струму $\Delta U_c = U_{in} - U_c$, де U_{in} – сигнал з виходу контуру швидкості, що поступає на вхід контуру струму, U_c – сигнал з виходу контуру струму. Помилка контуру струму порівнюється з пороговим значенням U_{np} . Залежно від різниці $\Delta U_{np} = U_{np} - \Delta U_c$ можливі два режими – з корекцією або без корекції форми сигналу помилки контуру струму.

Якщо ΔU_{np} відповідає сталому режиму, то ПКР через ПКЕ видає заборону на проходження вихідного сигналу ФНП (УМ) на вхід суматора. В цьому режимі ПКЕ дозволяє проходження на вхід суматора вихідного сигналу регулятора контуру струму. Оскільки у сталому режимі помилка контуру струму має мінімальне значення, то її вплив на форму синусоїдальної модулюючої функції буде незначним. Вихідний сигнал суматора (СУМ) надходить на вхід схеми порівняння (СП2), де порівнюється з вихідним сигналом генератора пилоподібної напруги (ГПН).

На виході схеми СП2 формується послідовність імпульсів з ШІМ за синусоїдальним законом, рис. 2б, які надходять на вхід драйверів (ДР), що управляють транзисторами АІН.

Якщо помилка контуру струму ΔU_c перевищує пороговий рівень U_{np} , то сигнал з виходу перемикача режиму забороняє проходження вихідного сигналу регулятора струму (Р) крізь елемент перемикаччя (ПКЕ) на вхід суматора (СУМ).

В цьому режимі сигнал (5) з виходу регулятора струму потрапляє на вхід нерекурсивного цифрового фільтра (ЦФ), який формує гратчасту функцію

$$\bar{U}_y^*(nT) = \bar{U}_y(t) \sum_{n=0}^{n-1} \delta^*(t - nT),$$

$$\text{де } \bar{U}_y(t) = \frac{U_y(t)}{U_{II}},$$

U_{II} – напруга живлення АІН;

T – період його роботи;

$\delta^*(t)$ – миттєве значення гратчастої функції.

Можливі два варіанти рішення поставленої задачі. В одному з них гратчаста функція $\bar{U}_y^*(nT)$ подається на вхід фіксатора нульового порядку, а в другому (показаному на рис. 3 пунктиром) – на вхід

блоку множення (УМ). Сигнали на виході цих блоків:

– для фіксатора нульового порядку

$$\bar{U}_{\Phi\Pi}^*(nT) = \sum_{n=0}^{n-1} \bar{U}_y^*(nT) \{1(t-nT) - --1[t-(n+1)T]\} \quad (6)$$

– для блоку множення

$$\bar{U}_{\text{УМ}}^*(nT) = \sin \frac{2\pi}{T} t \cdot \bar{U}_y^*(nT). \quad (7)$$

В першому варіанті в складі сумарної функції з'являється незмінна складова (6), а в другому - синусоїдальна складова (7). Величини амплітуд вихідних сигналів фіксатора нульового порядку і блоку множення у кожному періоді визначаються вибірками гратчастої функції, отриманими згідно з результатами налаштування регулятора контуру струму.

Порівняємо між собою спектри вихідної напруги АІН без корекції та з корекцією форми сигналу помилки за допомогою фіксатора нульового порядку і блоку множення.

З рис. 2 видно, що в загальному випадку протягом півперіоду модулюючої функції (І) присутні “і” імпульсів з ШІМ за синусоїдальним законом. Момент появи і-го імпульсу:

$$\theta'_i = \frac{\pi}{N}(i-1) + \theta_0,$$

де $i = 1, 2, 3, \dots, N$ – кількість імпульсів на півперіоді модулюючої функції, θ_0 – фазовий зсув і-го імпульсу, який може бути спричинений асиметрією системи управління.

Для і-го імпульсу позначимо координату його заднього фронту через “ θ''_i ”. Вона визначається координатою точки зустрічі модулюючої функції і опорної напруги, що відповідає наступному трансцендентному рівнянню:

$$\bar{U}_{\Sigma}(\theta''_i) = \frac{\bar{B} \cdot N}{\pi} \left[\theta'' - \theta_0 - (i-1) \frac{\pi}{N} - (k-1)(-1)^{k+1} \right], \quad (8)$$

де $k = 1, 2, 3$ – номер півперіоду модулюючої функції, який може бути непарним або парним;

$$\bar{B} = \frac{B}{U_{\Pi}} \quad \text{– відносна амплітуда напруги на виході генератора пилкоподібної напруги (ГПН).}$$

В (8) модулююча функція $\bar{U}_{\Sigma}(\theta''_i) = \bar{U}_{\text{ММ}} \sin \theta''_i$ відповідає координаті контактної точки, що визначає положення заднього фронту і-го імпульсу (θ'') для сталого режиму.

Така ж сама координата для перехідного режиму визначається сумою модулюючої функції і одним з виразів (6), (7) залежно від виду блоку на виході цифрового фільтру.

Положення задніх фронтів імпульсів в процесі ШІМ отримано внаслідок рішення трансцендентного рівняння (8) методом Ньютона.

Отримані результати дозволяють знайти амплітуди гармонік в спектрі напруги на виході АІН:

$$\bar{a}_k = \frac{1}{k\pi} \left[\sum_{i=1}^N (\sin k\theta'_i - \sin k\theta''_i) - \sum_{i=N+1}^{2N} (\sin k\theta'_i - \sin k\theta''_i) \right] \quad (9)$$

– відносна амплітуда k-ї синусної гармоніки;

$$\bar{b}_k = \frac{1}{k\pi} \left[\sum_{i=1}^N (\cos k\theta'_i - \cos k\theta''_i) - \sum_{i=N+1}^{2N} (\cos k\theta'_i - \cos k\theta''_i) \right] \quad (10)$$

– відносна амплітуда k-ї косинусної гармоніки.

Реалізація варіанту корекції форми сигналу помилки на основі фіксатора нульового порядку призводить до появи незмінної складової

$$\bar{a}_0 = \frac{1}{\pi} \left[\pi N + \sum_{i=1}^N \theta'_i - \sum_{i=N+1}^{2N} \theta''_i \right].$$

Проведення розрахунків показало, що без корекції форми сигналу помилки відносні амплітуди вищих гармонік на ділянці перехідного процесу, в середньому, на (8...10) % вище, ніж у сталому режимі. При цьому найбільші амплітуди мають парні гармоніки, які в сталому режимі відсутні.

При наявності корекції форми сигналу помилки амплітуди вищих гармонік на ділянці перехідного процесу значно зменшуються. Порівняно зі звичайним варіантом (без корекції) це зниження досягає 12% з фіксатором нульового порядку і до 20% з множником, що підтверджує перевагу його застосування.

На підставі (9–10) отримані наступні вирази для розрахунку коефіцієнта гармонік у вихідній напрузі АІН:

$$K_{\Gamma} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^N (\theta''_i - \theta'_i)}{\pi \bar{U}_1^2}} - 1 \quad (11)$$

– цифровий фільтр з множником;

$$K_{\Gamma} = \sqrt{\frac{2 \sum_{i=1}^N (\theta''_i - \theta'_i) - \bar{U}_{\Phi}^2(n)}{\pi \bar{U}_1^2}} \quad (12)$$

– цифровий фільтр з фіксатором нульового порядку, де $\bar{U}_1 = \frac{U_1}{U_{\Pi}}$; $\bar{U}_{\Phi}(n) = \frac{U_{\Phi}(n)}{U_{\Pi}}$ – відносні значення амплітуди основної гармоніки напруги на виході АІН і n-ї вибірки гратчастої функції на виході цифрового фільтру під час перехідного процесу, $n = 0, 1, 2, \dots, N$.

За виразами (11–12) розраховані коефіцієнти гармонік з урахуванням наступних умов:

- відносна амплітуда опорної напруги $\bar{B}=1,4$;
- відношення частоти опорної напруги до частоти напруги на виході АІН дорівнює 10;
- тангенси кутів нахилу ліній опорної напруги $\frac{6}{\pi}$, $\varphi = 0,5 \text{ с}$, $J_{\Sigma} = 40 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$, $K_{ДС} = 10^{-2} \text{ Ом}$,
- $K_{ВД} = 12,5 \frac{\text{об/хв}}{B}$, $r_1 = 20 \cdot 10^{-2} \text{ Ом}$, $K_{ОС} = 0,2 \text{ с}^{-1}$.

Розрахунки виконано для значень

$$\omega T_T = 4, 6, 10,$$

де $T_T = T_E$, $\omega = \frac{2\pi}{T}$ – кутова частота напруги на виході АІН.

Розрахунки, що проведені, показали, що корекція форми сигналу помилки призводить до помітного зниження коефіцієнта гармонік напруги на виході АІН під час перехідного процесу порівняно з сталим режимом. Зі збільшенням добутку ωT_T це зниження збільшується. При цьому варіант корекції за допомогою множника призводить до зниження коефіцієнта гармонік на (5...20)% більше, ніж з варіантом корекції на основі фіксатора нульового порядку.

Зниження коефіцієнта гармонік призводить до підвищення к.к.д. електродвигуна за рахунок зниження в ньому електромагнітних втрат потужності.

Висновки

1. Отримано форму сигналу помилки замкненої системи запуску ГТД літака для ділянки перехідного процесу, що дозволило встановити ступінь її впливу на закон ШІМ вихідної напруги АІН, що живить електродвигун.

2. Запропоновано систему управління АІН, у якій досягнута інваріантність закону ШІМ до сигналу помилки за рахунок корекції його форми за допомогою цифрової фільтрації.

3. Проведений аналіз показав, що під час перехідного процесу за відсутності корекції форми сигналу помилки амплітуди вищих гармонік напруги на виході АІН на (8...10)% переважають свої значення в сталому режимі. При цьому найбільші амплітуди мають парні гармоніки, які в сталому режимі відсутні.

4. При включенні до системи управління АІН блоків корекції форми сигналу помилки коефіцієнт гармонік його вихідної напруги на ділянці запуску АД знижується на (5...20)% залежно від частоти комутації. Результатом цього буде зниження електромагнітних втрат потужності електродвигуна.

Отримані результати рекомендовано використовувати в процесі модернізації і розробки систем запуску ГТД літальних апаратів.

Список літератури

1. Электрический самолет от идеи до реализации / А.А. Левин, И.И. Алексеев, С.А. Харитонов, А.К. Ковалев. – Москва: Машиностроение, 2010. – 289 с.
2. Алексеев И.И. Разработка стартер-генератора для запуска изделия АИ-25ТЛ при питании от сети постоянного тока 220 В / И.И. Алексеев // Труды ЦИАМ. Юбилейный сборник. – Москва, 2010. – 165 с.
3. Ковалев А.К. Перспективы использования сверхпроводниковых технологий в электромеханических преобразователях энергии / А.К. Ковалев // Инновационные технологии в энергетике: сборник РАН. – Москва: Наука, 2010. – 189 с.
4. Отчет о НИР 8ЕО.012.446 Исследование и обеспечение создания системы генерирования и запуска ВСУ и статических преобразователей электроэнергии для ПЭС (Техническое предложение) // ОАО АКБ "Якорь". – Москва, 2010. – 277 с.
5. Ku M. A novel sensorless starting method of BLDC motor for large inertia system / M. Ku, Y. Li // Proc. IEEE Electron. Mech. Eng. Inf. Technol. – 2011. – P. 3449-3452.
6. Technical aspects of developing the BLDC motor electric drive as a part of precision angle stabilizer / R. Yerhov, S. Ivanets, K. Tytelmair, O. Korkh // 2016 II International Young Scientists Forum of Applied Physics and Engineering (YSF) IEEE. – 2016. – P. 41-45.
7. A novel starting method of the surface permanent-magnet BLDC motors without position sensor for reciprocating compressor / K.W. Lee, D.K. Kim, B.T. Kim, B.I. Kwon // IEEE Trans. Ind. Appl. Jan./Feb. – 2008. – Vol. 44, No. 1 – P. 85-92.
8. Денисов А.И. Концепция процесса повышения энергетической эффективности систем запуска военнотранспортного самолета / А.И. Денисов, Е.А. Бурсала // Системи озброєння і військова техніка. – 2016. – № 2(45). – С. 144-149.
9. Денисов А.И. Совершенствование системы бортового электропитания и запуска газотурбинных двигателей вертолетов / А.И. Денисов, Е.А. Бурсала, К.В. Башинский // Системи озброєння і військова техніка. – 2016. – № 4(48). – С. 10-15.
10. Fang J. Precise accelerated torque control for small inductance brushless DC motor / J. Fang, X. Zhou, G. Liu // IEEE Trans. Power Electron. – Mar.2013. – Vol. 28, No. 3. – P. 1400-1412.
11. Melkov D. Comparison of method for setting the PID parameters of the oscillations disturbance variable / D. Melkov // Young Scientists. – 2016. – Vol. 4. – P. 72-76.
12. Karsoliya S. Approximating number of hidden layer neurons in multiple hidden layer BPNN architecture / S. Karsoliya // International Journal of Engineering Trends and Technology. – 2012. – Vol. 31. - No. 6. – P. 714-717.

References

1. Levin, A.A., Alekseev, I.I., Haritonov, S.A. and Kovalev, A.K. (2010), “*Elektricheskiy samolet ot idei do realizacii*” [*Electric aircraft from idea to implementation*], Engineering, Moscow, 289 p.
2. Alekseev, I.I. (2010), “Razrabotka starter-generatora dlya zapuska izdeliya AI-25TL pri pitanii ot seti postoyannogo toka 220V” [Development of a starter-generator for launching the product AI-25TL with a 220V DC power supply], *Works of CIAM. Jubilee collection*, Moscow, 165 p.
3. Kovalev, A.K. (2010), “Perspektivy ispolzovaniya sverhpoluprovodnikovyyh tehnologiy v elektromekhanicheskikh preobrazovatelyah energii” [Prospects for the use of super-semiconductor technologies in electromechanical energy converters], *Innovative technologies in the energy sector*, Compilation of RAS, Science, Moscow, 189 p.
4. Research report 8EO.012.446 (2010), “Yssledovanye y obespechenye sozdaniya systemy gheneryrovaniya y zapuska VSU y statycheskiykh preobrazovatelykh elektroenerghyy dlya PES (Tekhnicheskoe predlozhenye)” [Research and ensuring the creation of a system for generating and launching the APU and static electricity converters for TEC (Technical proposal)], JSC AKB “Yakor”, Moscow, 277 p.
5. Ku, M. and Li, Y. (2011), A novel sensorless starting method of BLDC motor for large inertia system, *Proc. IEEE Electron. Mech. Eng. Inf. Technol.*, pp. 3449-3452.
6. Yerhov, R., Ivanets, S., Tytelmair, K. and Korkh, O. (2016), Technical aspects of developing the BLDC motor electric drive as a part of precision angle stabilizer, *2016 II International Young Scientists Forum of Applied Physics and Engineering (YSF) IEEE*, pp. 41-45.
7. Lee, K.W., Kim, D.K., Kim, B.T. and Kwon, B.I. (2008), A novel starting method of the surface permanent-magnet BLDC motors without position sensor for reciprocating compressor, *IEEE Trans. Ind. Appl.*, Vol. 44, No. 1, pp. 85-92.
8. Denisov, A.I. and Bursala, E.A. (2016), “Konceptiya processa povysheniya energeticheskoy effektivnosti system zapuska voenno-transportnogo samoleta” [Concept of the process of increasing the energy efficiency of launch systems of a military transport aircraft], *Systems of Arms and Military Equipment*, No. 2(45), pp. 144-149.
9. Denisov, A.I., Bursala, E.A. and Bashinskiy, K.V. (2016), “Sovershenstvovanie sistemy bortovogo elektropitaniia i zapuska gazoturbinykh dvigatelei vertoletov” [Improvement of the on-board power supply systems and start gas turbine engines of helicopters], *Systems of Arms and Military Equipment*, No. 4(48), pp. 10-15.
10. Fang, J., Zhou, X. and Liu, G. (2013), Precise accelerated torque control for small inductance brushless DC motor, *IEEE Trans. Power Electron.*, Vol. 28, No. 3, pp. 1400-1412.
11. Melkov, D. (2016), Comparison of method for setting the PID parameters of the oscillations disturbance variable, *Young Scientists*, Vol. 4, pp. 72-76.
12. Karsoliya, S. (2012), Approximating number of hidden layer neurons in multiple hidden layer BPNN architecture, *International Journal of Engineering Trends and Technology*, Vol. 31, No. 6, pp. 714-717.

Надійшла до редколегії 04.02.2019

Схвалена до друку 19.02.2019

Відомості про авторів:**Башинський Володимир Георгійович**

доктор технічних наук старший науковий співробітник
начальник Державного науково-дослідного інституту
випробувань і сертифікації озброєння
та військової техніки,
Чернігів, Україна
<https://orcid.org/0000-0003-0966-5714>

Денисов Олександр Іванович

доктор технічних наук професор
провідний науковий співробітник Державного
науково-дослідного інституту випробувань і сертифікації
озброєння та військової техніки,
Чернігів, Україна
<https://orcid.org/0000-0001-8357-2378>

Бурсала Олександр Леонідович

кандидат технічних наук старший науковий співробітник
начальник відділу Державного науково-дослідного
інституту випробувань і сертифікації озброєння
та військової техніки,
Чернігів, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-8523-8987>

Бурсала Олена Олександрівна

старший науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту випробувань
і сертифікації озброєння та військової техніки,
Чернігів, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-1829-1980>

Information about the authors:**Volodymyr Bashynskiy**

Doctor of Technical Sciences Senior Research
Chief of State Scientific Research Institute
for Testing and Certification of Arms
and Military Equipment,
Chernigiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0003-0966-5714>

Oleksandr Denisov

Doctor of Technical Sciences Professor
Lead Researcher of State Scientific Research
Institute for Testing and
Certification of Arms and Military Equipment
Chernigiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0001-8357-2378>

Oleksandr Bursala

Candidate of Technical Sciences Senior Research
Chief of Department
of State Scientific Research Institute for Testing
and Certification of Arms and Military Equipment,
Chernigiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-8523-8987>

Olena Bursala

Senior Research Associate
of State Scientific Research Institute for Testing
and Certification of Arms and Military Equipment,
Chernigiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-1829-1980>

Шаповалов Олег Леонідовичначальник відділу
Державного науково-дослідного інституту випробувань
і сертифікації озброєння та військової техніки,
Чернігів, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-2809-7444>**Oleh Shapovalov**Chief of Department
of State Scientific Research Institute for Testing
and Certification of Arms and Military Equipment,
Chernigiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-2809-7444>**УСТРОЙСТВО УПРАВЛЕНИЯ АВТОНОМНЫМ ИНВЕРТОРОМ НАПРЯЖЕНИЯ
С СИНУСОИДАЛЬНЫМ ЗАКОНОМ ШИРОТНО-ИМПУЛЬСНОЙ МОДУЛЯЦИИ,
ИНВАРИАНТНЫМ К ОШИБКЕ СИСТЕМЫ ЗАПУСКА АВИАДВИГАТЕЛЯ**

В.Г. Башинский, А.И. Денисов, А.Л. Бурсала, Е.А. Бурсала, О.Л. Шаповалов

Для системы запуска авиадвигателя военно-транспортного самолета, в котором питание асинхронного стартер-генератора осуществляется от автономного инвертора напряжения с синусоидальным законом широтно-импульсной модуляции выходного напряжения, показана необходимость коррекции формы сигнала ошибки, так как рабочим режимом системы запуска является переходный процесс. Установлена форма сигнала ошибки системы запуска ГТД самолета, которая включает в себя экспоненциальные и тригонометрические составляющие. Они накладываются на синусоидальный сигнал (закон модуляции) и искажают его форму. В результате появляется увеличение амплитуд высших гармоник на выходе автономного инвертора напряжения, питающего асинхронный стартер-генератор, что приведет к увеличению электромагнитных потерь мощности в нем и электромагнитных помех. Для снижения влияния формы сигнала ошибки на синусоидальный закон широтно-импульсной модуляции предложено к системе управления автономного инвертора добавить блоки коррекции формы сигнала ошибки. Для этого сигнал ошибки контура тока, прошедшего через регулятор, направляется на вход не рекурсивного цифрового фильтра и далее на множитель. На его выходе присутствует произведение синусоидальной функции и соответствующего значения решетчатой функции по выходу цифрового фильтра. Проведенный анализ показал, что во время переходного процесса при отсутствии коррекции формы сигнала ошибки амплитуд высших гармоник напряжения на выходе автономного инвертора на (8 ... 10)% превышает свои значения в установившемся режиме. При этом наибольшие амплитуды имеют четные гармоники, которые в установившемся режиме отсутствуют. При включении в систему управления автономным инвертором корректирующих звеньев коэффициент гармоник его исходного напряжения на участке запуска авиационного двигателя снижается на (5 ... 20)% в зависимости от частоты коммутации. В результате будут снижены электромагнитные потери мощности в асинхронном стартер-генераторе.

Ключевые слова: ошибка системы запуска, цифровой фильтр, фиксатор нулевого порядка, множитель, переходный процесс, коэффициент гармоник, автономный инвертор напряжения.

**DEVICE FOR CONTROLLING AUTONOMOUS VOLTAGE INVERTER WITH SINUSOIDAL
LAW OF PULSE-WIDTH MODULATION, INVARIANT TO SYSTEM ENGINE START ERROR**

V. Bashinskyi, A. Denisov, A. Bursala, O. Bursala, O. Shapovalov

For the system for launching an aircraft engine of a military transport aircraft, in which the power supply to the asynchronous starter-generator is carried out from an autonomous inverter with a sinusoidal law of pulse-width modulation of the output voltage, the need for correction of the system error signal during the transient process is shown. The form of the error signal for the launch of the gas turbine engine of the aircraft, which includes the exponential and trigonometric components, is established. They are superimposed on a sinusoidal signal (the law of modulation) and distort its shape. As a result, there is an increase of higher harmonics at the output of the autonomous voltage inverter, which feeds an asynchronous starter-generator, which leads to an increase in electromagnetic power losses in it and electromagnetic interference. In order to reduce the effect of the error signal form on the sinusoidal law of pulse-wide modulation, it is proposed to add blocks of correction of the error signal form to the autonomous inverter control system. To do this, the error of the current circuit passing through its regulator is directed to the input of the non-recursive digital filter and then to the multiplier. At its output, there is a product of a sinusoidal function and corresponding value of the lattice function from output of the digital filter. The analysis showed that during the transition process, in the absence of the correction of the waveform signal, the amplitudes of the higher harmonics of the voltage at the output of the autonomous inverter by (8...10) % exceeds their values in steady state. In this case, the highest amplitudes have pair harmonics, which are not in steady state. When activated in the control unit of autonomous inverter correctional units, the harmonic coefficient of its output voltage at the launching aviation engine is reduced by (5...20) % depending on the switching frequency. As a result, the electromagnetic power losses in the asynchronous starter-generator will be reduced.

Keywords: system engine start error, digital filter, zero order lock, multiplier, transition process, harmonic coefficient, autonomous voltage inverter.