

УДК 629.735.082:621.3.016.4(045)

Т.А. Мазур, асп.
В.Є. Романюк, асп.

ЕЛЕКТРОМЕХАНІЧНІ СИСТЕМИ ГЕНЕРУВАННЯ ЗМІННОГО СТРУМУ ПОСТІЙНОЇ ЧАСТОТИ

Розглянуто можливість використання електромеханічних приводів постійної частоти обертання на основі багатоступеневих електродинамічних редукторів у бортових первинних системах електропостачання змінного струму постійної частоти.

In the article we consider the usage of electromechanical drivers of constant speed rotation, which is based on many stepped electrodynamic reduction unit, in onboard main systems of electric supply of alternative current with constant frequency.

Постановка проблеми

Разом з удосконаленням експлуатаційних якостей літаків розвиваються і вдосконалюються системи електропостачання (СЕР) у напрямі визначення для кожного типу літального апарата оптимальної системи. Більшість сучасних літаків як первинні системи електропостачання мають системи змінного струму постійної частоти або системи змінного струму змінної частоти.

Порівняльний аналіз даних СЕР дозволяє стверджувати, що в деяких випадках за наявності декількох каналів генерування можливе поєднання цих систем для забезпечення вимог ГОСТ 19705–89. Причому, як свідчить досвід закордонних країн, СЕР змінного струму постійної частоти можливо виконати з використанням електромеханічних приводів постійної частоти обертання (ППЧО), у т. ч. ППЧО на основі електродинамічного редуктора.

Аналіз останніх досліджень

Із 70-х рр. ХХ ст. більшість авіаційних електроенергетичних систем будували на базі первинних систем змінного струму постійної частоти з гідромеханічними, турбомеханічними і електромеханічними ППЧО. Питання теорії роботи таких систем розглядалися в працях [1–5].

Нині основна частина публікацій присвячена питанням удосконалення як систем генерування, так і систем автоматичного керування та захисту каналів генерування. У зв'язку з підвищенням установленної потужності приймачів електроенергії та одиничної потужності каналів генерування стає доцільним використовувати як ППЧО електромеханічні системи, які вирізняються високою надійністю і не обмежені за величиною потужності.

Мета статті – показати можливість застосування електромеханічних ППЧО на основі багатоступеневих електродинамічних редукторів у СЕР сучасних літаків.

Основні аспекти проблеми

На літаках можуть застосовуватися первинні СЕР: постійного струму, змінного струму змінної частоти, змінного струму постійної частоти, змінного струму змінної частоти з перетворенням в постійну (системи типу «змінна швидкість–постійна частота (ЗШПЧ)»).

Однак більшість сучасних літаків мають як первинні СЕР системи змінного струму, а інші СЕР постійного струму, змінного трифазного струму напругою 36 В виконуються як вторинні [1].

На літаках, що складають діючий авіаційний парк, використовують СЕР змінного струму постійної частоти з приводами постійної частоти обертання. Ці системи найбільш досконалі з відомих і відпрацьованих систем.

Генератори каналів генерування обертаються зі сталою швидкістю в усьому діапазоні швидкості обертання двигунів за рахунок застосування ППЧО (від режиму земного малого газу до злітного режиму).

Вихідна напруга синхронного генератора (СГ) має постійну частоту 400 Гц. Як вторинну систему електропостачання при цьому використовують СЕР постійного струму з напругою 27 В.

Одна з основних переваг цієї системи – забезпечення комфортних умов роботи різних споживачів електроенергії.

Однак аналіз споживачів енергії на літаку виявив, що потужність, яка потрібна для споживачів змінного струму постійної частоти 400 Гц, становить лише частину загальної споживаної потужності, тому немає потреби перетворювати всю необхідну потужність за допомогою ППЧО на змінний струм постійної частоти. Тому виникла ідея створення первинної СЕР змінного струму змінної частоти на протиположності змішаним СЕР, використовуваним раніше.

Енергію змінного струму змінної частоти отримують від генераторів змінного струму, привід яких здійснюється безпосередньо від редукторних коробок авіаційних двигунів (АД).

Вторинна СЕП постійного струму живиться від первинної за допомогою трансформаторно-випрямних пристроїв, енергію змінного струму постійної частоти отримують за допомогою статичних перетворювачів.

У 60 – 70 рр. ХХ ст. були розроблені системи змінного струму постійної частоти 400 Гц, в яких змінний струм змінної частоти, що виробляється генераторами, привід яких здійснюється безпосередньо від редуктора АД, перетворюється в постійну частоту за допомогою статичних (напівпровідникових) перетворювачів частоти.

Функціональні схеми первинних систем генерування сучасних літаків показано на рис. 1.

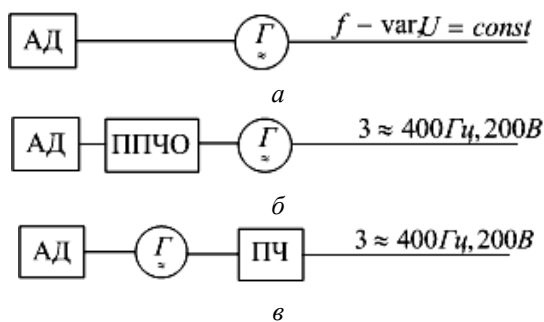


Рис. 1. Первинні СЕП змінного струму:

а – змінна частота;

б – постійна частота з ППЧО;

в – змінна частота з перетворенням в постійну

Розглядаючи як приклад використання СЕП з первинною системою змінного струму змінної частоти середній широкофюзеляжний транспортний літак Ан-70 з чотирма двигунами типу ТВД «Прогрес Д-27», відзначимо, що особливістю живлення вторинної СЕП постійної частоти є використання статичних перетворювачів частоти типу ПТС-15, сумарна потужність яких становить 60 кВ·А.

Аналіз бортових систем літака показує, що в окремих режимах роботи силових установок (режимах зльоту і посадки) потужності встановлених ПТС-15 недостатньо для забезпечення комфортних умов роботи систем, критичних до рівня частоти. За наявності СЕП вони працюють у несприятливому режимі.

Альтернативою наявній СЕП може бути система, в якій два канали генерування використовуються для живлення змінним струмом змінної частоти і

два канали генерування – для живлення змінним струмом постійної частоти, причому сумарна потужність каналів генерування не змінюється. Системи ЗШПЧ (ПТС-15), що входять у вторинну СЕС, замінюються на ППЧО. Тобто два генератори приводяться безпосередньо від АД, за рахунок цього забезпечується 180 кВ·А змінного струму змінної частоти, що забезпечує двократний запас (ГОСТ 19705–89) потужності для споживачів цього типу. І два генератори живляться від АД через ППЧО, чим досягається 180 кВ·А змінного струму постійної частоти, що також забезпечує двократний запас потужності. Запропоновану систему показано на рис. 2.

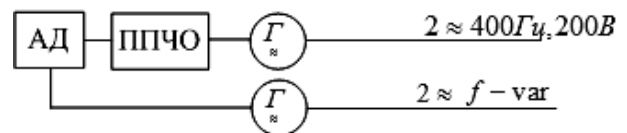


Рис. 2. Система електропостачання змінного струму з частковим використанням ППЧО

Привід постійної частоти обертання – це пристрій, що перетворює частину енергії АД в механічну енергію обертання вала генератора з постійною частотою обертання. Як ППЧО можуть бути використані [4]:

- механічні передачі;
- гідроприводи;
- повітряно-турбінні приводи;
- електромашинні приводи.

Найпоширенішим типом ППЧО є гідропривід завдяки високому коефіцієнту корисної дії (ККД) і малій масі. Проте, не зважаючи на поширення гідромеханічних ППЧО, їм властиві майже неусувні недоліки: складність конструкції, високі вимоги до точності виготовлення деталей та герметичності системи, що зумовлює великі затрати на експлуатацію [5].

Прикладами використання такої системи є літаки Як-42, Іл-96, Ту-204, Ан-124.

Також ППЧО може бути виконаний на основі повітряно-турбінного (пневматичного) приводу. Порівняно з іншими видами ППЧО він має більш просту конструкцію і, як наслідок, вищу надійність і нижчу вартість. За показниками ККД пневматичний привод поступається гідроприводу. Основним недоліком є те, що через відбір повітря від компресора АД знижуються паливно-економічні показники АД і його тяга.

Електромашинні ППЧО використовують деякі літаки французького виробництва. Як електромашинні приводи найчастіше застосовують електромагнітні муфти ковзання з диференціальним редуктором.

Перевага таких приводів полягає в простоті автоматичної системи стабілізації швидкості обертання СГ. Однак у разі зміни передаточного числа редуктора в процесі регулювання відбувається стрибкоподібна зміна швидкості обертання вихідного вала муфти, що зумовлює високі динамічні навантаження. Цей недолік, притаманний електромеханічним приводам на основі муфти ковзання, усувається при використанні електродинамічного редуктора (ЕДР) як привода авіаційного генератора з визначеним діапазоном зміни швидкості обертання [2].

На відміну від ЕМК в ЕДР швидкість обертання СГ стабілізується за рахунок зміни швидкості обертання електромагнітного поля.

Електродинамічний редуктор є каскадним з'єднанням асинхронної муфти (АМ) і синхронної машини (СМ) оберненої конструкції з нерухомим індуктором і обертовим якорем. При цьому якірні обмотки СМ і ведучого ротора АМ обертуються зі швидкістю вхідного вала ЕДР. Оскільки багатофазна якірна обмотка ведучого ротора АМ живиться системою змінних струмів якоря СМ, то в повітряному проміжку між первинним (ведучим) і вторинним роторами муфти формується результуюче магнітне поле, швидкість якого визначається механічною швидкістю обертання вхідного вала і швидкістю обертання магнітного поля обмотки ведучого ротора відносно ведучого ротора.

Залежно від напрямку обертання поля обмотки ведучого ротора відносно напрямку швидкості вхідного вала результуюча швидкість магнітного поля в повітряному проміжку може бути як вища, так і нижча від швидкості обертання вхідного вала ЕДР. У першому випадку ЕДР має підвищувальне передаточне відношення, у другому – понижувальне.

Величини передаточних відношень як підвищувального, так і понижувального ЕДР за заданої величини ковзання вторинного ротора АМ відносно первинного (ведучого) ротора визначаються за відомими співвідношеннями [3].

Так, результуюча швидкість поля ω_{Σ} ЕДР

$$\omega_{\Sigma} = \omega_1 \pm \frac{2\pi f_1}{p_{\text{ам}}},$$

де ω_1 – швидкість вхідного вала ЕДР;

f_1 – частота змінних струмів якірної обмотки СМ і ведучого ротора АМ:

$$f_1 = \frac{p_{\text{см}} \omega_1}{2\pi};$$

$p_{\text{ам}}$ – кількість пар полюсів АМ.

Знак «+» у формулі (1) відноситься до роботи ЕДР з підвищувальним передаточним відношенням, відповідно знак «-» – з понижувальним.

Швидкість обертання вторинного ротора ЕДР ω_2 можна визначити через значення результуючої швидкості магнітного поля і поточної величини ковзання:

$$\omega_2 = \omega_1 \left(1 \pm \frac{p_{\text{см}}}{p_{\text{ам}}} \right) (1-s), \quad (1)$$

де $p_{\text{см}}$ – кількість пар полюсів синхронної машини.

Як видно з формули (1), передаточне відношення ЕДР як на підвищувальній, так і на понижувальній передачі визначається співвідношенням чисел пар полюсів СМ та АМ і величиною поточного ковзання:

$$s = 1 - \frac{\omega_2}{\omega_1 \left(1 \pm \frac{p_{\text{см}}}{p_{\text{ам}}} \right)}. \quad (2)$$

Зміна величини ковзання і передаточного відношення ЕДР для стабілізації швидкості обертання вторинного вала ЕДР забезпечується зміною рівня збудження СМ за допомогою регулятора швидкості обертання приводу (регулятора струму збудження СМ). Для стабілізації швидкості обертання СГ на понижувальній передачі ЕДР має виконуватися вимога відносно співвідношення чисел пар полюсів СМ і АМ.

Для того щоб швидкість обертання вхідного вала не змінювала знак, число пар полюсів СМ має бути менше від числа пар полюсів АМ:

$$p_{\text{ам}} > p_{\text{см}}.$$

Поточне значення електричної потужності, що підводиться до ведучого ротора АМ від СМ, розраховують за формулою

$$S = \frac{P_{\text{мех}}}{(1-s_H) \eta_{\text{ам}} \cos \varphi_{\text{ам}}} \frac{p_{\text{см}}}{p_{\text{см}} \pm p_{\text{ам}}},$$

де S_H – номінальне (мінімальне) ковзання АМ;

$\eta_{ам}$ – значення ККД АМ;

$\cos \varphi_{ам}$ – коефіцієнт потужності АМ;

$\frac{P_{см}}{P_{см} \pm P_{ам}}$ – відношення швидкості магнітного

поля струмів обмотки ведучого ротора АМ до результуючої швидкості поля в повітряному проміжку.

Коефіцієнт корисної дії ЕДР за номінального навантаження та поточної величини ковзання вторинного ротора муфти відносно первинного визначають за формулою

$$\eta = \left[1 - \frac{P_{см}}{P_{см} \pm P_{ам}} (1 - \eta_{см} \eta_{ам}) \right] (1 - s). \quad (3)$$

Як видно з формули (3), величина ККД ЕДР зменшується пропорційно зростанню величини ковзання вторинного ротора АМ відносно первинного, що зумовлено виділенням в обмотці вторинного ротора втрат ковзання

$$P_k = \frac{P_{мех} s}{1 - s}.$$

З розширенням діапазону зміни швидкості обертання приводного двигуна в режимі стабілізації вихідної швидкості обертання підвищувального і понижувального ЕДР збільшується діапазон зміни величини ковзання АМ, що призводить до зростання втрат ковзання і зниження ККД.

Для підвищення енергетичних показників ППЧО на основі ЕДР за заданого діапазону зміни швидкості обертання приводного двигуна доцільно по черзі використовувати режими роботи з підвищувальним і понижувальним передатними відношеннями. У цьому випадку діапазон зміни швидкості обертання вхідного вала ЕДР розбивається на два проміжки.

На першому проміжку (за понижених швидкостей обертання привідного двигуна) ЕДР працює як підвищувальний редуктор, а на другому проміжку (за підвищених швидкостей обертання привідного двигуна) – як понижувальний редуктор. Напрямок магнітного поля змінюється за допомогою спеціального обертового перемикача. Його функція полягає в з'єднанні обмоток СМ і АМ у прямій і оберненій послідовностях.

Ділення діапазону зміни швидкості обертання привідного двигуна на проміжки дозволяє знизити максимальне ковзання, зменшити втрати ковзання і підвищити мінімальний рівень ККД ППЧО.

Принципову схему двоступеневого ЕДР з підвищувальною і понижувальною передачами показано на рис. 3.

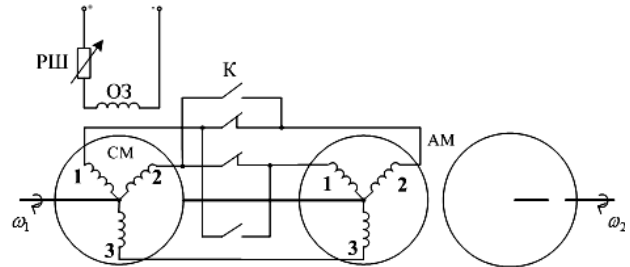


Рис. 3. Принципова схема двоступеневого ЕДР:

1, 2, 3 – порядок чергування фаз;

РШ – регулятор швидкості;

ОЗ – обмотка збудження СМ;

К – контактор

Окрім режимів роботи, коли обмотка ведучого ротора живиться змінним струмом (підвищувальний і понижувальний ЕДР), можливий режим роботи, коли обмотка ведучого ротора збуджується випрямленим струмом. Для реалізації такого режиму змінний струм, що генерується за допомогою СМ випрямлюється вбудованим в ЕДР випрямлячем.

Для живлення ведучого ротора АМ постійним струмом у конструкції ЕДР має бути передбачений додатковий електромагнітний обертовий перемикач.

Використання режиму роботи ЕДР, коли обмотка ведучого ротора АМ збуджується випрямленим струмом, у поєднанні з режимами роботи, коли вона живиться змінним струмом з прямим та інверсним чергуванням фаз, дозволяє розбити діапазон зміни швидкості обертання вхідного вала на три проміжки і тим самим підвищити рівень мінімального ККД на кожному з проміжків та середній ККД ППЧО за заданого швидкісного діапазону.

Подальше підвищення енергетичних показників ППЧО можна забезпечити застосувавши в ЕДР АМ з полюсоперемикальною обмоткою на ведучому роторі.

У цьому випадку, не використовуючи режим прямої передачі, діапазон зміни швидкості вхідного вала можна розділити на чотири проміжки (два підвищувальні і два понижувальні), а з використанням проміжної прямої передачі – на п'ять проміжків.

Для зміни кількості пар полюсів обмотки ведучого ротора АМ у конструкції ЕДР необхідно передбачити додатковий електромагнітний перемикач.

Вибираючи конструктивну схему ППЧО на основі ЕДР для бортових систем генерування змінного струму постійної частоти літальних апаратів, потрібно враховувати специфіку режимів роботи газотурбінних двигунів конкретних літаків. Стосовно літаків транспортної авіації, а саме літака Ан-70, відбувається тривала робота силових пристроїв у ряді конкретних швидкостей обертання ротора АД в середині загального швидкісного діапазону. До таких швидкостей належать швидкості обертання вільної турбіни АД у режимах земного малого газу $\omega_{3МГ}$, крейсерському $\omega_{кр}$, максимальному ω_{max} .

Переведення двигуна з одного режиму роботи в другий відбувається за дуже малий час, який визначається інерційністю двигуна. Тому вибір конструктивних параметрів має забезпечувати максимально можливі значення ККД ППЧО за вказаних швидкостей обертання ротора АД і не передбачає рівномірного ділення швидкісного діапазону на проміжки та досягнення максимуму середнього значення ККД ППЧО.

Наведемо приклад застосування ЕДР у випадку стабілізації швидкості генератора ГТ90НЖЧ12Н, що приводиться від АД типу Д-27.

Для забезпечення максимально можливих значень ККД ППЧО в тривалих режимах роботи АД, коли немає усталених значень швидкостей обертання ротора вільної турбіни АД між режимами земного малого газу і крейсерським, використовуємо двоступеневий ЕДР з підвищувальною і понижувальною передачами. Як дані для розрахунків візьмемо технічні характеристики АД Д-27 (літак Ан-70), маючи на увазі, що потужність каналу генерування становить 90 кВ·А, а вихідна частота обертання ППЧО – 8000 об/хв (див. таблицю).

Частота обертання вільної турбіни АД Д-27 залежно від режимів польоту літака

Режим польоту	Частота обертання вільної турбіни АД, об/хв
Зліт	8394
Крейсерський	6960
Земний малий газ	5456-4868
Польотний малий газ	≈ 6000

За відомими співвідношеннями [1] виконаємо розрахунок енергетичних показників ЕДР, використуваного як привід авіаційного генератора з діапазоном зміни швидкості обертання вільної турбіни

$$D_{\omega} = D_{\omega} = 1,75 \frac{\omega_{1max}}{\omega_{1min}} = 1,75.$$

Згідно з розрахунками за співвідношення чисел пар полюсів АМ та СМ $\frac{p_{см}}{p_{ам}} = \frac{2}{9}$ мінімальна

швидкість обертання вхідного вала ЕДР, розрахована за формулою (1), становить 700 рад/с, що відповідає швидкості обертання вхідного вала ЕДР при роботі АД у режимі земного малого газу, максимальна – 1250 рад/с, що відповідає швидкості обертання вхідного вала ЕДР при роботі АД у максимальному режимі.

Переключення режиму роботи ЕДР з підвищувальної на понижувальну передачу відбувається за швидкості 1110 рад/с.

Таким чином, діапазон швидкостей 700...1110 рад/с відповідає першому проміжку регулювання, а діапазон швидкостей 1110...1250 рад/с – другому проміжку.

Швидкість обертання вхідного вала ЕДР при роботі АД у крейсерському режимі дорівнює 1140 рад/с.

Згідно з рівнянням (2) ця швидкість відповідає величині ковзання на другому проміжку регулювання 0,03.

В усталених (тривалих) режимах роботи за активної потужності каналу генерування 72 кВт, потужності втрат ковзання, що виділяються у вторинному роторі АМ, становлять 2,6 кВт (земний малий газ), 2,6 кВт (крейсерський), 13 кВт (максимальний).

За таких втрат ковзання у вторинному роторі АМ ЕДР ККД ППШ в тривалих режимах роботи за формулою (3) становить 0,84 (земний малий газ), 0,84 (крейсерський), 0,8 (максимальний).

Графіки залежності енергетичних показників двоступеневого ЕДР з підвищувальною і понижувальною передачами від швидкості обертання вхідного вала ЕДР для варіанта виконання ЕДР зі співвідношенням чисел пар полюсів СМ і АМ $p_{см}/p_{ам} = 2/9$ показано на рис. 4.

Точки на графіках відповідають значенням ковзання, потужності втрат ковзання і ККД в усталених режимах роботи за активній потужності каналу генерування 72 кВт.

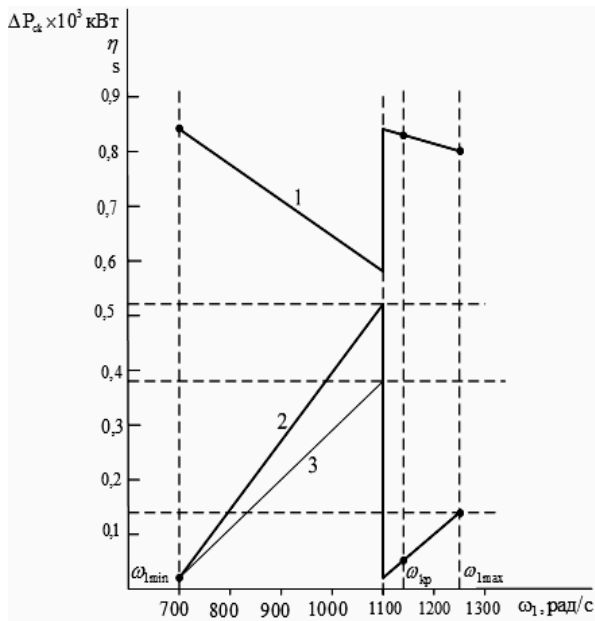


Рис. 4. Залежність енергетичних показників від швидкості обертання вхідного вала:

- 1 – ККД ЕДР;
2 – потужність втрат ковзання;
3 – ковзання

Збільшення потужності втрат ковзання від 2,6 до 52,5 кВт у процесі розгону ротора вільної турбіни АД і зниження ККД ППШ від 0,84 до 0,58 не створюють суттєвого впливу на теплові режими роботи АМ і енергетичну ефективність ЕДР у цілому через малу тривалість перехідного процесу зміни швидкості вала вільної турбіни в процесі розкручування ротора АД, що визначається інерційністю двигуна.

Висновки

За наявності в СЕП літака кількох каналів генерування можливе використання двох первинних СЕП: системи змінного струму змінної частоти і системи змінного струму постійної частоти з ППЧО. Як випливає з аналізу бортових систем літака Ан-70, взятого як приклад, використання двох первинних СЕП в окремих режимах роботи силових установок (режимах зльоту і посадки) забезпечує комфортні умови роботи для всіх систем літака. Отримані за результатами розрахунків енергетичні показники роботи ЕДР дозволяють зробити висновок про можливість застосування його як ППШ у СЕП змінного струму постійної частоти на рівні з гідравлічними ППЧО.

Література

1. Золочевский В.С. Системы электроснабжения пассажирских самолетов. – М.: Машиностроение, 1971. – 376 с.
2. Красношапка М.М. Генераторы переменного тока стабильной и регулируемой частоты. – К.: Техніка, 1974. – 168 с.
3. Красношапка М.М. Теория и расчет электродинамических редукторов с регулируемым передаточным отношением. – К.: КВИАВУ ВВС, 1967. – 135 с.
4. Лукин И.И., Любимов В.В. Системы электроснабжения самолетов и вертолетов. – М.: Транспорт, 1970. – 360 с.
5. Синдеев И.М., Савелов А.А. Системы электроснабжения воздушных судов. – М.: Транспорт, 1990. – 296 с.

Стаття надійшла до редакції 03.12.07.