

УДК 629.7.083

ЗАРІЦЬКИЙ І.В., старший науковий співробітник
СТОРОЖУК С.М., старший науковий співробітник
ДІДЕНКО Ю.Л., старший науковий співробітник

ПЕРСПЕКТИВИ РОЗВИТКУ ЕЛЕКТРИЧНОЇ СИСТЕМИ ЗАПУСКУ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ ВІЙСЬКОВО-ТРАНСПОРТНИХ ЛІТАКІВ

Проведено аналіз існуючих систем запуску газотурбінних двигунів військово-транспортних літаків, визначено шляхи впровадження електричної системи запуску при реалізації концепції повністю електрофікованого літака

Ключові слова: електрична система запуску, газотурбінний двигун, частотне керування, електростартер, електрофікований літак,

Створення нових або модернізація існуючих літальних апаратів базується на використанні наукових досягнень у всіх сферах промисловості. Вміле поєднання цих досягнень з подальшою їх реалізацією в авіабудівній промисловості розширяє тактико-технічні характеристики (ТТХ) та бойовий потенціал існуючих літальних апаратів або сприяє створенню зразків з новими характеристиками (паливно-енергетичної ефективності, розширення можливостей бортового обладнання та озброєння).

Розширення задач літальних апаратів (ЛА) передбачає модернізацію бортових систем та комплексів озброєння або встановлення нових зразків, що призводить до збільшення споживання електричної енергії. Для реалізації цих задач виникає необхідність підвищення потужності бортової електричної системи живлення. Для поліпшення масо-енергетичних характеристик бортової системи електроживлення необхідно використовувати в системі електричну машину подвійного призначення – стартер-генератор, який використовується спочатку для запуску маршевих двигунів ЛА, а після цього як генератор.

Електростартери прямої дії з робочою напругою 27В, розвивають потужність до 70 кВт, максимальна частота обертання - 9000...13000 об/хв. Час розкрутки ротора ГТД до частоти відключення стартера складає 30...60 секунд. Питома потужність систем запуску з електричними стартерами складає 0.4...0.5 кВт/кг.

Недоліком такої систем запуску з електростартерами на постійному струмі являється те, що вони не можуть забезпечити необхідну потужність для запуску ГТД, яка може сягати 100 - 220 кВт. Збільшення потужності електростартера веде до погіршення процесу комутації та підвищення температури його частин за рахунок електричних втрат в обмотках електричної машини (ЕМ). Тому для запуску ГТД з більшою потрібною тягою перевага віддається турбокомпресорним системам.

Турбостартер представляє собою малогабаритний ГТД, потужність якого йде на розкрутку ротора запускаемого авіадвигуна. Для роботи турбостартера використовується паливо, на якому працює маршевий двигун. Такі системи

використовуються на літаках з потребою потужності системи запуску в діапазоні 80...200 кВт, питома потужність при цьому складає 0.85... 2.5 кВт/кг. Час роботи турбостартера дорівнює 60 секундам. Весь час запуску ГТД становить - 120 секунд.

Основним недоліком даної системи запуску при використанні її на військово-транспортних літаках (ВТА) – це наявність однієї функції – запуску, та зменшення надійності за рахунок збільшення елементів в системі.

Впровадження електричної системи запуску прямої дії на ВТА вважається складною задачею яка включає в себе вибір типу електричної машини в якості стартера, та розроблення закону керування з мінімізацією електричних втрат.

Вирішення цієї проблеми можливо за рахунок впровадження концепції повністю електрофікованого літака, становлення якої почалось з 1957 року з моменту встановлення достатньо простої електричної системи дистанційного управління ЛА (ЕСДУ) на літаку *Tau Viscount* (Англія), яка дублювалась механічними пристроями.

Подальше впровадження даної концепції було реалізовано на літаках F-16, F-18 (США), *Mirage 2000* (Франція), *Jaguar* (Англія). Суттєвий стрибок в реалізації концепції припадає на початок-середину 1990 років, який базувався на розвитку комп'ютерних технологій, досягнень в електротехніці та електроніці [1].

Слід зазначити, що дана концепція повинна бути сумісна з іншими перспективними технічними рішеннями до яких слід віднести: систему активного вбудованого контролю, енергетично ефективний ГТД, прогресивне з точки зору крило, конструкційні деталі з композитних матеріалів. На сьогоднішній день в цю концепцію органічно вписується турбогвинтовий двигун (ТГД) з багатолопастним високонавантаженим гвинтом (так званий гвинтовентиляторний двигун) [1].

При реалізації даної концепції суттєво змінюється обрис системи запуску: повітряна - замінюється електричною з використанням електричної машини подвійного призначення - стартер-генератора. На рисунку 1 приведено схему запуску авіаційних газотурбінних двигунів та генерації бортової електроенергії літаків з використанням концепції ПЕЛ.



Рис.1. Схема запуску газотурбінних двигунів та генерації електроенергії з використанням концепції ПЕЛ: КВТ – компресор високого тиску, Ст+Г – стартер плюс генератор, ОМ – обертаючий момент.

Перехід до технології ПЕЛ веде до зменшення вузлів системи запуску, що призводить до підвищення надійності системи в цілому. Розвиток силових транзисторів і тиристорів дав можливість розширити використання асинхронної електричної машини (АЕМ) в якості стартер – генератора.

Використання АЕМ в режимі стартера при прямому пуску обмежено високим пусковим струмом (в 5...7 разів вище номінального струму - I_n). Тому основною задачею для уникнення цього обмеження є вибір закону управління стартером. Він дозволить зменшити необхідну потужність для живлення електричної машини.

Для пошуку шляхів мінімізації енергетичних втрат [2] в електричній машині визначимо параметри від яких залежать ці втрати.

$$\sum \Delta P = P_{M1} + P_{CT1} + P_{M2} + P_{CT2} + P_{MEK} \quad (1)$$

де P_{M1}, P_{M2} , - втрати в обмотці статора і ротора; P_{CT1}, P_{CT2} , - втрати в магнітопроводі статора і ротора; P_{MEK} - механічні втрати.

Втрати електричної машини поділяються на основні і додаткові. Основними називаються втрати, котрі обумовлені електромагнітними і механічними процесами, які супроводжують перетворення електричної енергії в механічну. До них відносяться: втрати в обмотках, в магнітопроводі та механічні втрати.

Всі перераховані види втрат виражаються аналітично через величини струму, опору, кутову швидкість та інші параметри, які характеризують роботу електричної машини. Вони можуть бути визначені як за допомогою розрахунку, так і експериментально.

Втрати в магнітопроводі статора і ротора складаються з втрат пов'язаних з наявністю вихоревих струмів та перемагнічення. Втрати пов'язані з наявністю вихоревих струмів пропорційні квадрату частоти перемагнічення магнітопроводу, втрати на перемагнічення (гістерезис) – частоти в першому ступені. Механічні втрати обумовлені опором тертя в підшипниках машини та на вентиляцію (при наявності вентилятора на валу) [2].

Слід зазначити, що підвищення температури стартера в процесі його роботи впливає на властивості магнітопроводу електричної машина [3], що призводить до додаткових енергетичних втрат.

Аналіз основних втрат свідчить, що вони пропорційні квадрату сили струму і опору обмотки (активному або омичному в залежності від роду струму) [2] [3].

Одним із параметрів, який залежить від температури, є активний опір обмотки електричної машини і може бути визначений за допомогою формули:

$$R = R_0 [1 + \alpha(t - t_0)] \quad (2)$$

де R, R_0 – опір обмотки статора (ротора) при поточній температурі t , та температурі t_0 яка дорівнює 20^0 C, α - температурний коефіцієнт який рівний 0,004 для міді.

Для реалізації умов зменшення енергетичних втрат в стартері також необхідно визначитись з законом управління, який дає можливість удосконалити перетворення електричної енергії в механічну. Частотне керування асинхронним двигуном із використанням тиристорних або транзисторних перетворювачів частоти дає можливість створити електричні приводи з такими ж регульовальними властивостями, що і приводи з колекторними двигунами постійного струму, але більш потужні і надійні в експлуатації.

Аналіз робіт присвячених управлінню асинхронною машиною в стартерному режимі свідчить, що найбільш поширеним - є частотний пуск [4]. Частотний пуск забезпечується реалізацією законів керування по яким повинні змінюватися вхідні параметри стартера (напруга і частота які підводяться до стартера для забезпечення мінімального (максимального) значення вибраної цільової функції).

У якості цільової функції можна використовувати критерій [5] встановлений М.П.Костенко:

$$\frac{U}{U_n} = \frac{f_1}{f_{1n}} \sqrt{\frac{M}{M_n}}, \quad (3)$$

де M, M_n - електромагнітні моменти асинхронного двигуна.

Аналізуючи цей закон можемо встановити окремі випадки для регулювання по граничному моменту:

а) при постійному моменті навантаження:

$$\frac{U}{f} = const, \quad (4)$$

б) при навантаженні з постійною потужністю:

$$\frac{U}{\sqrt{f}} = const, \quad (5)$$

в) при вентиляторному навантаженні:

$$\frac{U}{f^2} = const. \quad (6)$$

Перспективною системою частотного керування асинхронним двигуном будь-якої потужності є система запропонована професором Поповим Д.А, що забезпечує величину максимального відношення електромагнітного моменту до квадрату сили споживаного струму [6]:

$$\frac{M}{I_1^2} = \max. \quad (7)$$

Таку систему будемо називати частотно-струмовою системою. Зазначений критерій вважається універсальним.

Дійсно, при обмеженні сили струму джерела живлення, що завжди має місце для напівпровідникових перетворювачів, частотне керування за критерієм (7) забезпечує максимум обертаючого моменту двигуна при заданій силі струму, і, відповідно мінімальний час розкрутки ротора ГТД, що є однією з основних вимог авіаційних систем запуску.

Підсумовуючи викладене можемо зробити необхідні висновки:

1. Найбільш досконалим слід вважати закон частотного управління електричною машиною в стартерному режимі при використанні її в електричній системі запуску ГТД ВТА (запропонований професором Поповим Д.А).

2. При розробці методики закону частотного управління для зменшення енергетичних втрат в електричній машині необхідно враховувати її температурний стан під час запуску.

3. Реалізація відповідного закону управління можливо при використанні мікропроцесора який буде являтися частиною комп'ютеризованої бортової системи.

ЛІТЕРАТУРА

1. Брускин Д.Э. Зубакин С.И., Самолеты с полностью электрофицированным оборудованием. Сер. Электрооборудование транспорта. – Т. 6 /– М.: ВИНТИ, 1986. - 108 с
2. Алюшин Г.Н. Авиационные электрические машины. Часть 1.-К.: КВВАИУ 1991 .- 276 с.
3. Алюшин Г.Н., Торопцев Н.Д. Асинхронные генераторы повышенной частоты. - М.: Машиностроение,1974. - 349 с.
4. Булгаков А.А. Частотное управление асинхронными двигателями.-М.: Энергоиздат,1982. - 216с.
5. Костенко М.П. Электрические машины. Спец. часть.-М.-Л.:Госэнергоиздат,-1949.- 712с.
6. Винокуров В.А., Попов Д.А. Электрические машины железнодорожного транспорта. - М.: Транспорт,1986. - 510 с.

Надійшла до редакції 18.10.2016

Рецензент: доцент Коритько О.І