

УДК 629.734.7

СОРОКІН Д.М., провідний науковий співробітник, кандидат технічних наук,
старший науковий співробітник

ЗАРІЦЬКИЙ І.В., старший науковий співробітник

ШЛЯХИ УДОСКОНАЛЕННЯ ЕЛЕКТРИЧНОЇ СИСТЕМИ ЗАПУСКУ АВІАЦІЙНИХ ДВИГУНІВ ПРИ МОДЕРНІЗАЦІЇ ЛІТАКІВ ВІЙСЬКОВО- ТРАНСПОРТНОЇ АВІАЦІЇ

В статті проведено аналіз сучасного стану бортової системи запуску авіаційних двигунів, та запропоновано шляхи її вдосконалення при модернізації літаків військово-транспортної авіації

Ключові слова: військово-транспортна авіація, система управління, електрична машина, генератор, асинхронний стартер

Важлива роль у функціонуванні Збройних Сил України належить військово – транспортній авіації (ВТА), яка є складовою частиною Повітряних Сил Збройних Сил України. Головне її призначення – перевезення військ, бойової техніки, озброєння і матеріальних засобів повітряним шляхом, а також висадка повітряних десантів.

Основні вимоги які пред'являються до ВТА – збільшення дальності польоту і вантажоперевезень, покращення злітно – посадкових характеристик, висока маневреність, спроможність вирішувати бойові задачі в будь-яких метеоумовах, вдень і вночі.

На сьогоднішній день основу військово–транспортної авіації України складають літаки типу Ан-24, Ан-26, Ан-30Б, Ту-134А, Іл-76.

Основне завдання по перевезенню вантажів, бойової техніки, особового складу виконують літаки Іл-76, парк яких скорочується із-за виробітку ресурсу. Зменшення парку літаків Іл-76, починаючи з 1992 року, зображено на рис. 1.

У зв'язку з цими об'єктивними обставинами в країні була створена загальнодержавна програма по побудові військово – транспортного літака Ан-70 і його закупівлі за державним замовленням [1].

Літак Ан-70 по ряду своїх характеристик суттєво перевершує Іл-76, але його вартість, за даними відкритих джерел, також вища в 1.5 рази. Ця різниця в вартості пов'язана в тому числі і з тим, що на літаку Ан-70 реалізуються більш дорогі прогресивні технології. Конструктивні відмінності наведені на рис.2 [2].

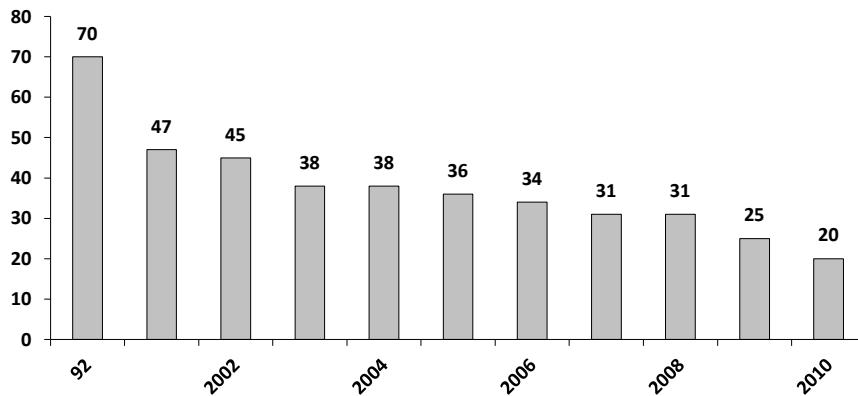
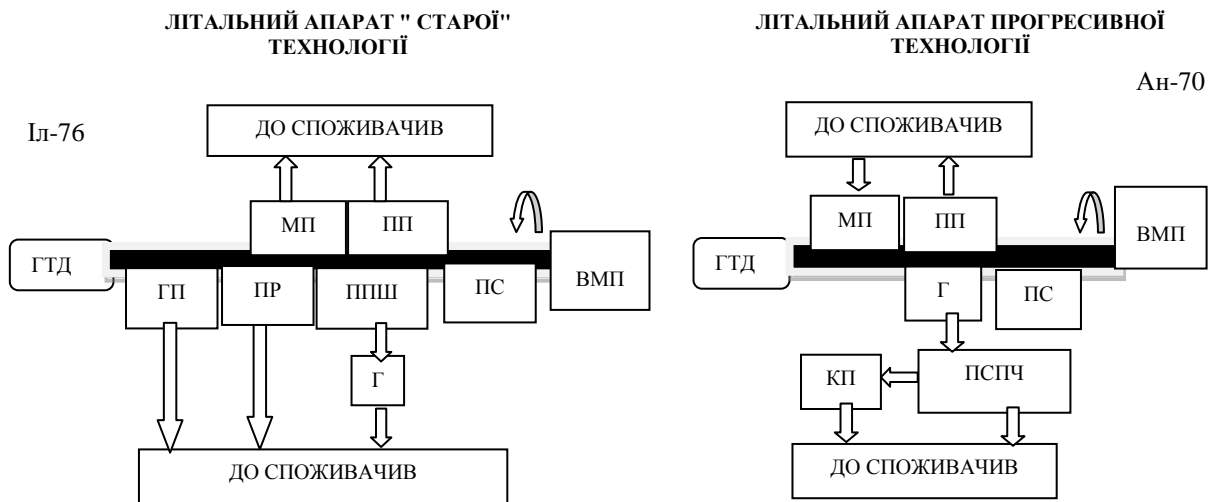


Рис.1. Зменшення парку літаків Іл-76 за період 1992 . . . 2010 рр.



ГТД – газотурбінний двигун; ГП – гідропомпа; ПР – пневморедуктор ; ППШ – привод постійної швидкості; ПС – пневмостартер; Г – генератор; МП – масло помпа; ПП – паливна помпа; ВМП – відбір механічної потужності; КП – компресор з приводом; ПСПЧ – блок генератора зі статичним перетворювачем.

Рис.2. Конструктивні відмінності літаків Іл-76 та Ан-70

До цих відмінностей слід додати також наявність на літаку Ан-70 так званого "електронного борту", який може бути адаптований до обладнання будь-якого виробника відповідної авіоніки.

Наявність електронної дистанційної системи управління (ДСУ) з закладеними в ній алгоритмами забезпечує зручне і безпечне управління літаком та його системами, а головне – значне підвищення бойової ефективності за рахунок суттєвого збільшення бойової живучості.

При наявності вказаних переваг, літак все ж таки не поставлений на озброєння Повітряних Сил із-за великої вартості, хоча державні випробування його уже повністю завершені.

Цю проблему можливо вирішити в значній мірі, наприклад, шляхом впровадження концепції літака з повністю електрифікованим обладнанням (ЛПЕО), яка існує та розвивається в світі з 80-х років [2].

За оцінками світових виробників авіаційної техніки впровадження концепції дозволить не тільки поліпшити характеристики, але і зменшити витрати на проектування, виробництво та експлуатацію літального апарату. Оцінка переваг запровадження концепції показана на рис.3. [3].

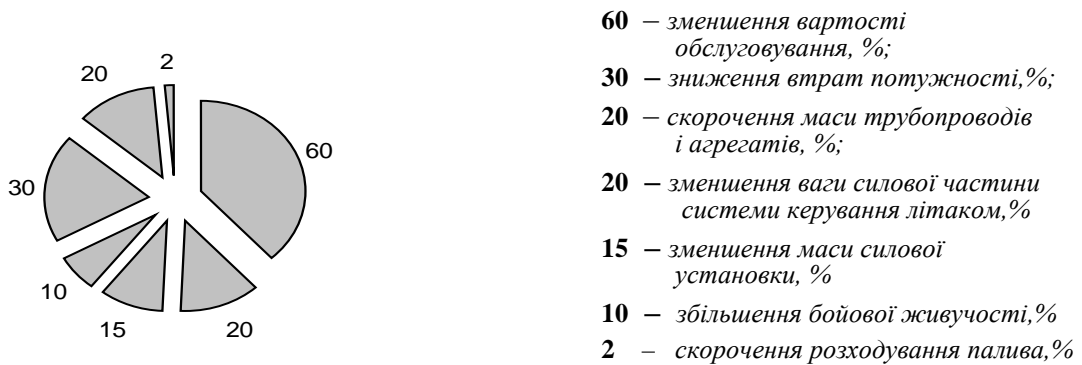


Рис.3. Переваги запровадження концепції літака з повністю електрифікованим обладнанням

Реалізація даної концепції потребує вирішення низки проблем (рис.4). Головною задачею, яку треба вирішувати в першу чергу, слід вважати необхідність збільшення потужності бортової системи електропостачання (в 2.5...3 рази) у зв'язку з тим, що споживання електроенергії бортовим обладнанням може збільшитися в 2...5 разів.

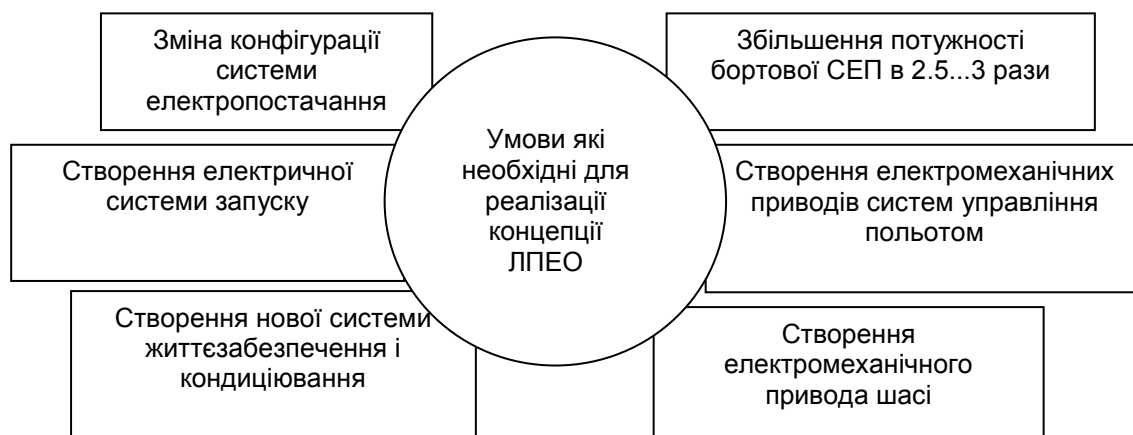


Рис.4. Перелік завдань, які потребують вирішення при реалізації концепції ЛПЕО

Вирішення цієї проблеми можливо за рахунок комбінованого використання єдиної бортової електричної машини в двох режимах: стартера - при запуску газотурбінного двигуна (ГТД), і генератора – в польоті.

По своїм конструктивним і енергетичним характеристикам вирішення цієї задачі в повній мірі реально при використанні асинхронної електричної машини з короткозамкненим (КЗ) ротором.

Дослідницькі роботи по використанню асинхронної машини в генераторному режимі широко висвітлені в світовій і вітчизняній науковій літературі [4]. Стартерний режим досліджений в об'ємі виробничих потреб, і зводиться до вибору необхідної потужності електричної машини та апаратури управління з урахуванням того, що джерело живлення має обмежену потужність.

Особливість авіаційних електричних машин полягає в тому, що вони працюють в "важких" умовах, які обумовлені високими вимогами до експлуатаційних характеристик, а саме - підвищені струмові і температурні навантаження. Джерело живлення має обмежену потужність і її значення дорівнює потужності бортової системи електропостачання (СЕР), яка забезпечує запуск ГТД.

Дані обставини накладають обмеження на використання асинхронної машини в стартерному режимі при застосуванні сучасних законів управління із-за низького коефіцієнту корисної дії (ККД). Останнє пов'язано з великими пусковими струмами, які приводять до падіння напруги на клеммах генератора. Ці обставини негативно впливають на роботу бортового обладнання при запуску ГТД, а також на сам процес запуску із-за обмеженої потужності бортового джерела електричної енергії [5]. Структурна схема системи запуску газотурбінного двигуна зображена на рис.5.

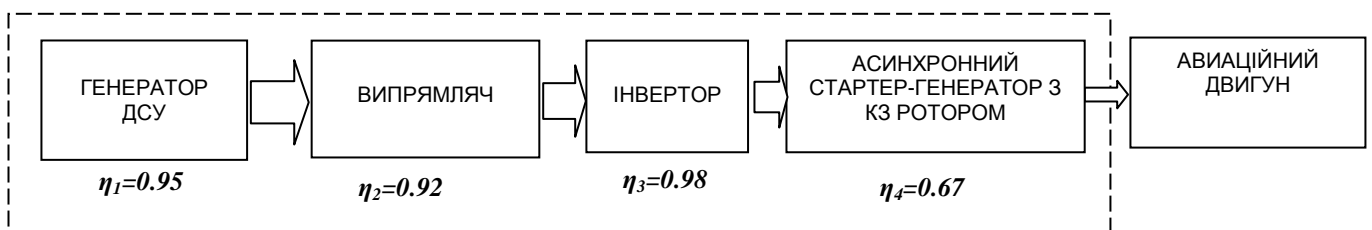


Рис.5. Структурна схема системи запуску ГТД від асинхронного стартер-генератора при використанні частотно-струмового закону управління

Як видно зі схеми, найслабкішим ланцюгом за показником ККД – є асинхронний стартер. Враховуючи значення його ККД, величина цього параметру системи запуску в цілому складає $\eta_{сз} = \eta_1 \times \eta_2 \times \eta_3 \times \eta_4 = 0,57$. Низьке значення ККД системи обумовлює необхідність збільшення потужності первинного джерела енергії – генератора допоміжної силової установки (ДСУ), що в свою чергу, веде до збільшення витрати палива при запуску і маси самої ДСУ.

Вирішити цю проблему можливо за допомогою вибору такого закону керування, який дозволяє зменшити пускові струми стартера при запуску ГТД. На сьогоднішній день загальноприйнятим вважається частотне управління асинхронним електроприводом, суть якого полягає у керуванні вхідними

параметрами асинхронної машини – амплітудою і частотою напруги. Тобто, значенню повного моменту опору турбіни високого тиску (M_{BT}) відповідає електромагнітний момент (M_{el}) асинхронного стартера, який, в свою чергу, залежить від частоти і амплітуди вхідної напруги ($M_{el} = F(U_1, f_1)$).

Перспективною системою частотного управління асинхронним стартером будь-якої потужності слід вважати систему, запропоновану професором Д.А. Поповим в 1965 році, яка реалізується критерієм:

$$\frac{M}{I_1} = \max ,$$

де M – момент на валу статора; I_1 – фазний струм статора.

Цей критерій будемо іменувати частотно-струмовим [6]. Однак для більш точної і повної реалізації даного критерію, та підвищення ККД системи пропонується контролювати та враховувати тепловий стан асинхронного стартера в процесі запуску ГТД.

Така необхідність обумовлена тим, що найбільші втрати електричної енергії відбуваються в активних частинах електричної машини - обмотках статора і ротора. Ці втрати ($P_{M_1} + P_{M_2} = \Delta P_E$) йдуть на її нагрівання. Загальний баланс потужностей при роботі асинхронного стартера показано на рисунку 6 [5],

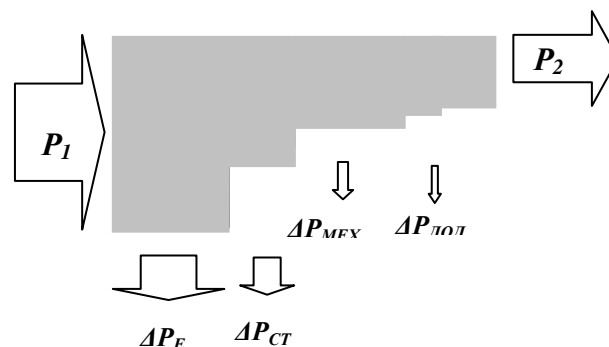


Рис.6. Баланс потужностей при роботі асинхронного стартера

де - P_1 - повна потужність яка підводиться до стартера ; $P_2 (P_{BM})$ - вихідна потужність(електромагнітна) на валу електростартера; ΔP_E – електричні втрати в обмотках електростартера; ΔP_{CT} – магнітні втрати (втрати в сталі) електростартера; ΔP_{MEX} – механічні втрати (втрати в підшипниках,); $\Delta P_{Дод}$ – додаткові втрати (пульсаційні втрати)

Складовими в формулі визначення електричних втрат $\Delta P_E = P_{M_1} + P_{M_2} = I_1^2 R_1 + I_2^2 R_2$ присутні активні опори обмоток статора R_1 і ротора R_2 , які залежать від температури $R_{1,2} = R_0(1 + 0,0017(t_2 - t_1))$.

Таким чином, визначення закону частотного керування асинхронним стартером, з урахуванням його теплового стану під час запуску ГТД, робить можливим створення потужної (до 200 кВт) електричної системи запуску, на базі асинхронної електричної машини з підвищеним ККД.

При цьому найважливішим подальшим напрямком дослідження є розроблення математичної моделі теплових процесів в системі «ГТД – асинхронний стартер-генератор», метою яких є визначення оптимального закону керування асинхронним стартером в процесі запуску ГТД.

ЛІТЕРАТУРА

1. Видання " Біла книга", 2009 р. спец. випуск Військо України №2 (116) 2010.
2. Брускин Д.Э. Самолеты с полностью электрифицированным оборудованием / Под общ. ред. Д.Э. Брускин, С.И Зубакин – М.: ВИНигТЛ. 1986 – 104 с. – (Итоги науки и техники. Серия "Электрооборудование транспорта". Том 6).
3. Гаганеев А.Г. Техничко- экономические оценки создания самолета с полностью электрифицированным оборудованием. / А.Г. Гаганеев, С.А. Харитонов – М.: Доклады ТУСУРа, №2 (20), декабрь 2009 г.
4. Генератор в системе электроснабжения самолета с повышенным уровнем электрификации. ОАО "ОКБ Сухого". (kyzmi4i@rambler.ru)
5. Копылов И.П. Проектирование электрических машин. М.: Энергия, 1980, – 494 с.
6. Винокуров В.А. Электрические машины железнодорожного транспорта./ В.А. Винокуров, Д.А. Попов – М.: Транспорт. 1986. – 510 с.
7. Филиппов И.П. Основы теплообмена в электрических машинах. – Л.: Энергия, Ленингр. отделение, 1974. – 384 с

Надійшла до редакції 25.09.2014