

УДК 621.313.322:537.312.62

І.С. ПОЛЯНСЬКА, Є.В. ГОНЧАРОВ*Національний технічний університет «ХПІ», Україна***СПОСОБИ ЗБЕРЕЖЕННЯ ОБЕРТАЮЧОГО МОМЕНТУ АВІАЦІЙНОГО НАДПРОВІДНИКОВОГО ДВИГУНА У РАЗІ ВТРАТИ НАДПРОВІДНОСТІ**

У статті описані шляхи збереження обертаючого моменту авіаційного надпровідникового двигуна із прямим приводом гвинта літака у випадку втрати надпровідності. Перший спосіб полягає у використанні електромеханічної демпфіруючої системи для створення асинхронного моменту завдяки розташуванню в повітряному зазорі ВТНП двигуна короткозамкненої обмотки («білячої клітки»). Другий спосіб створення електромагнітного моменту – генерація синхронного моменту шляхом установки в індукторі постійних магнітів, як частини системи збудження, що дозволяє продовжити роботу в синхронному режимі.

Ключові слова: авіаційний надпровідниковий синхронний двигун, високотемпературний надпровідник (ВТНП), індуктор, магніти з захопленням полем.

Вступ

Для того щоб зменшити забруднення навколишнього середовища в результаті викидів вуглекислого газу в атмосферу, що приводить до глобального потепління і руйнує озоновий шар, у лютому 2005 р. розвиненими країнами був підписаний Протокол Кіото. Для кожної із країн – учасниць протоколу було визначене скорочення викидів CO₂ у порівнянні з рівнем викидів 1990 р.: Японія повинна скоротити викиди на 6%, Євросоюз – на 8%, Канада – на 6% і Росія на 0% [1]. Так, наприклад, у тій же Японії кількість викидів вуглекислого газу транспортними засобами становить чверть всіх викидів і продовжує стрімко рости. Для того щоб задовольнити вимогам протоколу Кіото, розвинені країни переходять до радикально нових технологій.

У значній мірі економічними і екологічно чистими рушійними установками є надпровідникові (НП) двигуни і генератори, які, до того ж, відрізняються високою компактністю при масі в 2–3 рази меншій, ніж у традиційних аналогів, мають значно більш низький рівень вібрацій і шумів, що важливо не тільки для військового, але й для цивільного застосування. Крім того, навіть із обліком споживаної кріогенним устаткуванням потужності К.К.Д. високотемпературних надпровідникових (ВТНП) електродвигунів вище, ніж у традиційних «теплих».

У зв'язку з поширенням повністю електрифікованих транспортних систем надпровідникові технології починають знаходити своє застосування в наземному транспорті (в автомобілях і на залізниці) [2], у суднових рушійних системах (у цивільному і військовому флоті) [3, 4], а також в авіації [5 – 8]. Розробка НП двигунів для транспортних систем –

один із заходів щодо зменшення викидів вуглекислого газу в атмосферу. У США Управління морських досліджень (US Navy's Office of Naval Research (ONR)) прийняло рішення, що в майбутньому всі кораблі будуть використовувати електричну рушійну систему. У зв'язку із цим ONR фінансує розробки по створенню НП електричних машин. Так, наприклад, в 2003 р. корпорацією AMSC був виготовлений макетний зразок низькообертового ВТНП синхронного електродвигуна потужністю 5 МВт із електронною системою керування для випробування на морських судах [4], а в 2004 р. у Центрі прогресивних енергосистем (Center for Advance Power Systems (CAPS)) на території Університету штату Флорида почалися випробування двигуна з номінальним навантаженням, яке діяло протягом декількох годин.

В стадії розробки перебуває програма, субсидована Національним агентством по аеронавтиці і дослідженню космічного простору NASA (National Aeronautics and Space Administration) і Міністерством оборони США DOD (Department of Defense), спрямована на створення авіаційного НП двигуна із прямим приводом гвинта невеликого літака [5 – 8]. Ця програма є частиною заходів щодо створення повністю електрифікованого літака. У рамках цієї програми був використаний чотиримісний літак Cessna 172 авіакомпанії Cessna Aircraft Company, що приводить у рух чотирициліндровим двигуном потужністю 160 кінських сил (к.с.) (118 кВт) зі швидкістю обертання 2700 об/хв. В CAPS був спроектований і виготовлений синхронний ВТНП двигун потужністю 170 кВт зі швидкістю обертання 2700 об/хв.

Постановка проблеми

Застосування НП двигунів в авіації вимагає введення додаткових заходів по забезпеченню без-

пеки життя людей, що перебувають на борті літака. Аварійний режим (відмова) двигуна в наземному транспорті звичайно не загрожує життю людей, але на повітряному транспорті він приведе до катастрофи. Звичайно при аварії криогенної системи охолодження система збудження НП двигуна ще протягом декількох годин продовжує перебувати на криогенному рівні температур, протягом яких двигун може працювати при неповному навантаженні. Однак, у випадку порушення термоізоляції машина стрімко нагріється до кімнатної температури, що приведе до повної аварії рушійної системи.

Базова конфігурація ВТНП двигуна потужністю 170 кВт

Ротор виготовленого CAPS синхронного ВТНП двигуна потужністю 170 кВт (220 к.с.) з'єднаний із дволопатним пропелером (рис. 1), а НП індуктор нерухомий, тобто криогенна частина не обертається, що зменшує втрати [5, 6].

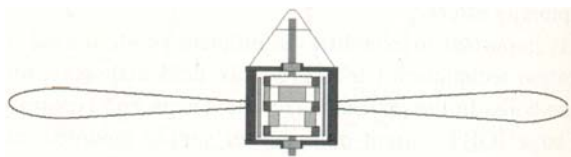


Рис. 1. ВТНП двигун, вбудований у пропелер

Індуктор (рис. 2) містить у собі як дискові котушки, виконані у формі правильних восьмикутників, намотаних зі стрічок Ві2223/Ag, так і об'ємні пластини, виконані з одиночних доменів YBCO, що працюють у режимі захопленого (замороженого) магнітного потоку. Дискові котушки працюють при температурі 30 К з коефіцієнтом заповнення 80%; розташовані вони на одній осі і живляться протилежно спрямованими струмами, створюючи радіальне магнітне поле в об'ємних пластинах, рівномірно розподілене між котушками навколо осі.

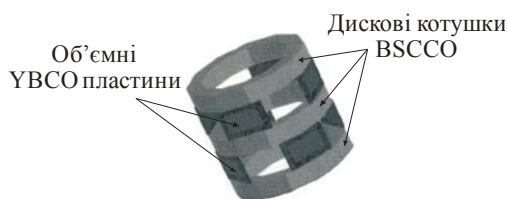


Рис. 2. Конструкція індуктора

Індуктор містить три котушки BSCCO і вісім об'ємних YBCO пластин. Внутрішній діаметр котушок становить 80 мм, зовнішній – 140 мм, товщина їх – 25 мм, висота індуктора – 142 мм. Розміри об'ємних YBCO пластин 53,2 × 30 × 5 мм [6].

Загальна вага двигуна, включаючи апаратуру для охолодження, розроблену також в CAPS, становить 28 кг. Для порівняння скажемо, що невеликий криокулер потужністю 10 Вт при температурі 30 К як, наприклад, AL60 виробництва Cryomech, важить

близько 60 кг включаючи компресор, тому використання стандартного (неоптимізованого) криокулера для охолодження авіаційного двигуна небажано. Треба відзначити, що традиційний «теплий» синхронний двигун потужністю 160 к.с. важить близько 160 кг. Конструкція двигуна представлена на рис. 3, а його технічні характеристики наведені в табл. 1.

Таблиця 1
Технічні характеристики авіаційного двигуна потужністю 170 кВт [7]

Параметр	Значення
Загальна довжина, мм	160
Зовнішній діаметр, мм	220
Число полюсів	8
Середня магнітна індукція в повітряному зазорі (без навантаження), Тл	1,3
Лінійне струмове навантаження, кА/м	300
Щільність струму, А/мм ²	10
Електромагнітний момент, Н · м	585
Швидкість обертання, об/хв	2700
Загальна вага (включаючи апаратуру для охолодження), кг	28
Питома потужність, кВт/кг	5,8
Теплове навантаження в НП частині, Вт	<10
Робоча температура, К	30

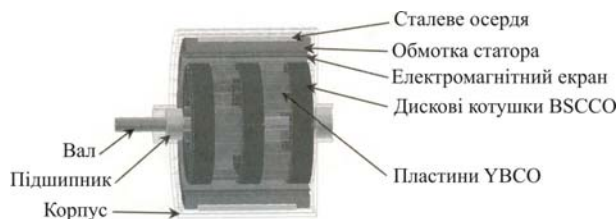


Рис. 3. Конструкція авіаційного двигуна потужністю 170 кВт зі швидкістю обертання 2700 об/хв

Збереження обертаючого моменту ВТНП двигуна

Для забезпечення безпеки життя людей, що перебувають на борті літака, дослідники з CAPS розробили модифікацію вищеописаного авіаційного ВТНП двигуна потужністю 170 кВт, що забезпечує 30% номінальної потужності у випадку втрати надпровідності [8]. Величина потужності в 30% номінальної обрана з розрахунку, що при здійсненні посадки літак витрачає близько 30% потужності. Для порівняння скажемо, що на зліт витрачається 100% потужності і 55% – на вільний політ.

Збереження обертаючого моменту може бути досягнуто двома способами. Перший полягає у використанні механічної демпфіруючої системи для створення асинхронного моменту завдяки великому повітряному зазору у ВТНП двигуні і розташуванні в зазорі короткозамкненої обмотки («білячої клітки»), як показано на рис. 4; другий – введенням постійних магнітів (ПМ), які з легкістю розташовують в індукторі, що дозволяє продовжити роботу в синхронному режимі (рис. 5).

Перший спосіб створення електромагнітного моменту – утворення асинхронного моменту.

Внаслідок досить великого повітряного зазору синхронний опір двигуна становить близько 0,27 відносних одиниць (за базовий (повний) опір приймається відношення номінальної напруги до струму машини). Електромагнітний екран поміщений у повітряний зазор. Його основне завдання – захистити НП обмотки від зміни магнітного потоку і, таким чином, екран виступає як фільтр. Екран звичайно працює при криогенній температурі. У деяких випадках його виключають із конструкції. Інша мета установки екрана – електромеханічне демпфірування. У цьому випадку екран «теплий». Він може бути виконаний як у вигляді «білячої клітки» (рис. 4), так і порожнього резистивного циліндра.

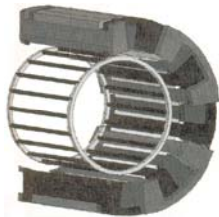


Рис. 4. Короткозамкнена обмотка («біляча клітка»), розташована в повітряному зазорі ВТНП двигуна для створення асинхронного моменту

Хоча це і не основна його ціль, екран може використовуватися для створення електромагнітного моменту у випадку аварії в НП обмотках. Проте, оскільки конструкція двигуна не містить сталевго магнітопроводу, взаємна індуктивність (потокозчеплення) між обмоткою статора і екраном недостатньо висока, тому, теоретично, максимальний створюваний асинхронний момент буде досить низьким. Так, наприклад, для екрана у формі «білячої клітки», що містить 20 стрижнів, як показано на рис. 4, у випадку підтримки номінального струму створюваний асинхронний момент обмежений на рівні близько 7% номінального. Вихідний момент може бути збільшений при підвищенні лінійного струму, що спричиняє підвищення тепловиділення як у статорі, так і у роторі. Для досягнення рівня 30% номінального моменту потрібно подвоїти фазний струм, отже стрижні «білячої клітки» повинні витримувати підвищення температури. Крім того, якір повинен бути спроектований таким чином, щоб витримувати подвійний номінальний струм протягом тривалого часу, тобто подвоєння струмонесучої здатності приведе до подвоєння об'єму НП і при цьому загальна вага двигуна буде значно збільшена.

Другий спосіб створення електромагнітного моменту – генерація синхронного моменту шляхом установки ПМ, як частини системи збудження. Магніти з NdFe встановлюються між пластинами YBCO (рис. 5). Рідкоземельні магніти забезпечують індук-

цію вище 1,2 Тл і вони не розмагнічуються при роботі в області криогенних температур. На рис. 5 показаний розподіл магнітного поля в індукторі (жирними темними стрілками позначений заморожений магнітний потік).

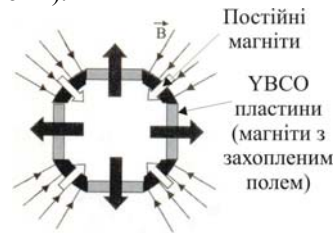


Рис. 5. Розподіл магнітного поля в індукторі із установленими для створення синхронного моменту постійними магнітами

Оскільки двигун має великий повітряний зазор, індукція поля постійних магнітів дуже мала (близько 0,075 Тл), а створюваний момент становить 11% від номінального. Для створення 30% номінального моменту, необхідного для безпечної посадки, потрібно втричі збільшити струмове навантаження якоря в порівнянні з номінальним. Це може бути досягнуто як збільшенням щільності струму у ВТНП обмотці якоря, що потребує використання більш потужної системи охолодження, так і збільшенням об'єму надпровідника в якорі.

Основна перевага використання ПМ полягає у відсутності тепловиділень у роторі. Крім того, магнітна система виробляє обертаючий момент і під час нормального режиму роботи, створюючи, таким чином, можливість зменшити об'єм YBCO пластин при тій же вихідній потужності двигуна. Більше того, номінальний момент буде створюватися при більш низькому струмі збудження (близько половини критичного), що забезпечує стабільну роботу ВТНП.

Висновки

Обидва запропонованих методи забезпечення у випадку аварії збереження обертаючого моменту практично здійсненні; обидва вони вимагають модифікації конструкції якоря та системи охолодження. Порівняння методів модифікації авіаційного двигуна потужністю 170 кВт:

Перша конфігурація (створення асинхронного моменту шляхом установа короткозамкненої обмотки) має наступні **переваги**: мінімальне збільшення електричного навантаження; забезпечення механічного демпфірування в нормальному режимі. **Недоліки першої конфігурації**: теплоутворення в роторі; збільшення повітряного зазору; збільшення ваги через наявність «білячої клітки».

Друга конфігурація (створення синхронного моменту шляхом установа постійних магнітів) має наступні **переваги**: немає теплоутворення в ро-

торі; відсутність доданої магнітами ваги; менша потреба в НП. **Недоліки другої конфігурації:** значне збільшення електричного навантаження; значне збільшення ваги арматури; відсутність механічного демпфірування (може бути компенсовано системою керування).

Збільшення ваги, викликане модифікацією якоря, становить близько 35–45%. Вага двигуна, таким чином, становить 38–40 кг. Модифікована конструкція має більш низьку питому потужність (3,5 кВт/кг для системи з постійними магнітами та 4 кВт/кг для асинхронної системи), однак вона однаково вище, ніж у традиційних «теплих» двигунів, що поряд з підвищенням надійності робить привабливим її використання в авіації.

Література

1. Hata R. *The Kyoto Protocol and the Northeast Asia Energy, Resource, Environmental and Economic Cooperation Region: A Study on the DC Power Transmission System for International Interconnection* / R. Hata // *SEI Technical Review*, No.61 Jan. 2006. – P. 3-20.
2. Okazaki Toru. *Study on Application of HTS Drive System for Movable Bodies* / Toru Okazaki // *SEI Technical Review*, No.62, June 2006. – P. 24-28.
3. *Development of Superconducting Coil for Ship Pod-Propulsion Motors* / Koso Fujino, Toshihiro Hayashi, Takeshi Sanami, Koji Hisada, Kazuya Ohmatsu, Toru Okazaki // *SEI Technical Review*, No.65, Oct. 2007.
4. Snitchler Greg *The performance of a 5 MW High Temperature Superconductor Ship Propulsion Motor* / Greg Snitchler, Bruce Gamble, Swarm S. Kalsi // *IEEE Transaction on Applied Superconductivity*. – 2005. – Vol.15, №2. – P. 2206-2209.
5. Masson Philippe J. *High Power Density Superconducting Motor for All-Electric Aircraft Propulsion* / Philippe J. Masson, Cesar A. Luongo // *IEEE Transaction on Applied Superconductivity*. – 2005. – Vol.15, №2. – P. 2226-2229.
6. *Conduction Cooling of a Compact HTS Motor for Aeropropulsion* / Jules E. Pienkos, Philippe J. Masson, Sastry V. Pamidi, Cesar A. Luongo // *IEEE Transaction on Applied Superconductivity*. – 2005. – Vol. 15, №2. – P. 2150-2153.
7. Masson Philippe J. *Sculling Up of HTS Motor Based on Trapped Flux and Flux Concentration for Large Aircraft Propulsion* / Philippe J. Masson, J.E. Pienkos, Cesar A. Luongo // *IEEE Transaction on Applied Superconductivity*. – 2007. – Vol. 17. №2. – P. 1579-1582.
8. Masson Philippe J. *Safety Torque Generation in HTS Propulsion Motor for General Aviation Aircraft* / Philippe J. Masson, Pascal Tixador, Cesar A. Luong // *IEEE Transaction on Applied Superconductivity*. – 2007. – Vol. 17, №2. – P. 1619-1622.

Надійшла до редакції 10.11.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. «Електричні апарати» В.С. Лупіков, Національний технічний університет «ХПІ», Харків.

СПОСОБЫ СОХРАНЕНИЯ ВРАЩАЮЩЕГО МОМЕНТА АВИАЦИОННОГО СВЕРХПРОВОДНИКОВОГО ДВИГАТЕЛЯ В СЛУЧАЕ ПОТЕРИ СВЕРХПРОВОДИМОСТИ

И.С. Полянская, Е.В. Гончаров

В статье описаны пути сохранения вращающего момента авиационного сверхпроводникового двигателя с прямым приводом винта самолета в случае потери сверхпроводимости. Первый способ заключается в использовании электромеханической демпфирующей системы для создания асинхронного момента благодаря расположению в воздушном зазоре ВТСП двигателя короткозамкнутой обмотки («беличьей клетки»). Второй путь создания электромагнитного момента – генерация синхронного момента путем установки в индукторе постоянных магнитов, что позволяет продолжить работу в синхронном режиме.

Ключевые слова: авиационный сверхпроводниковый синхронный двигатель, высокотемпературный сверхпроводник, индуктор, магниты с замороженным полем.

THE WAYS OF SAFETY ROTATING TORQUE GENERATION OF THE AVIATION SUPERCONDUCTIVE MOTOR IN THE CASE OF LOSING OF SUPERCONDUCTIVITY

I.S. Polyanskaya, E.V. Goncharov

The ways of safety rotating torque generation of the superconductive motor with the direct drive of the fan in case of loss of superconductivity are described. The first way is concluded in using of electromechanical damp system for making the asynchronous torque due to location of squirrel cage in air gap of the HTS motor. The second way of the making electromagnetic torque is a generation of the synchronous torque by placing of permanent magnets in inductor as a part of the excitation system that allows to continue the work in synchronous mode.

Key words: aircraft superconductive synchronous motor, high temperature superconductor, inductor, trapped field magnets.

Полянская Ирина Сергіївна – канд. техн. наук, науковий співробітник каф. «Загальна електротехніка», Національний технічний університет «ХПІ», Харків, Україна, e-mail: polyanskaya@kpi.kharkov.ua.

Гончаров Євген Вікторович – молодший науковий співробітник каф. «Загальна електротехніка», Національний технічний університет «ХПІ», Харків, Україна.