

Стан і перспективи удосконалення систем електропостачання літаків

У роботі узагальнені та проаналізовані загальносвітові тенденції щодо удосконалення систем електропостачання літаків відповідно концепції повністю електричного літака.

Одним із важливих напрямів розвитку авіації є перехід до концепції літака з повністю електричним обладнанням (ПЕЛ) [1-6], під якою розуміється літак із єдиною централізованою системою електропостачання (СЕП), що забезпечує енергетичні потреби літака.

У світі продовжується пошук принципово нових підходів до побудови енергетичної системи літака у зв'язку з відмовою від застосування допоміжних гідравлічної та пневматичної енергосистем та їх заміни лише на електричну енергію, що забезпечує зменшення злітної маси, спрощення бортових систем, зменшення вартості експлуатації, підвищення екологічності.

Масоенергетичні характеристики електроенергетичного комплексу літального апарату (ЛА) суттєво залежать від величини напруги та роду струму у централізованій мережі. Що стосується обладнання, що використовує традиційні технології, проведено велику кількість досліджень [1], в яких встановлено, що маса розподільної мережі, а також комутаційної та захисної апаратури знижується зі зростанням напруги до рівня 400 В, особливо ефективно знижується маса розподільної мережі на постійному струмі. Так маса мережі постійного струму 270 з застосуванням в якості зворотного проводу корпусу літального апарату приблизно вдвічі менше стандартної мережі змінного струму 115/200 В, 400 Гц тієї ж потужності.

Необхідно зазначити, що концепція повністю електричного літака базується в основному на досягненнях в галузі силової електроніки, а також нових електротехнічних матеріалів. Розвиток концепції ПЕЛ пов'язаний з наступними тенденціями розвитку авіоніки:

- суттєвим підвищенням потужності літакових СЕП (рис. 1) до 200-300 кВт на канал; при цьому збільшення потужності джерел електричної енергії вимагає пошуку нових рішень при проектуванні традиційних електричних генераторів, так і створенні джерел, що працюють на інших фізичних принципах (наприклад, електрохімічних генераторів);

- відмовою від застосування гідромеханічних приводів постійної частоти обертання, що зумовлює перехід до мереж змінного струму плаваючої частоти 380-800 Гц;

- переходом від пневмотурбозапуску авіаційних двигунів до електричного запуску, причому як стартер використовується генератор у оберненому режимі, що вимагає розробки транзисторних інверторів великої потужності;

- суттєвим збільшенням кількості електроприводів бортових споживачів, що призводить до значного ускладнення конфігурації бортової мережі й суттєвого збільшення маси силової та інформаційної проводки (це викликає необхідність застосування безконтактної транзисторної апаратури постійного та змінного струму з дистанційним керуванням та вбудованим контролем, сумісним з мікропроцесором);
- суттєвим збільшенням протяжності електропровідних мереж, що робить актуальним збільшення точності стабілізації напруги первинних джерел напруги та сприяє зниженню її сумарної маси; нині на великих літаках протяжність проводів становить кілька сотень кілометрів, а маса - кілька тонн;
- подальшим розвитком силової електроніки, що дозволить у майбутньому відмовитися від систем вторинного електропостачання та за потреби дозволить використовувати вбудовані в приймач перетворювачі електричної енергії.

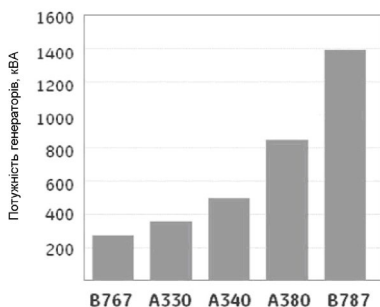


Рис. 1. Встановлена потужність СЕС пасажирських літаків

Насьогодні практично вся електроенергія, необхідна для польоту літака, виробляється синхронними генераторами з приводом від маршових авіаційних двигунів, в основному це трикаскадні безщіткові синхронні генератори, потужність яких вже досягла 250 кВт при швидкостях обертання від 12 до 24 тис. об / хв. Маса генераторів при потужностях 200-300 кВт може становити 40-60 кг, при цьому теплові втрати становитимуть 20-40 кВт. Подальше зниження маси і габаритів генераторів можливе рахунок застосування магнітних матеріалів, наприклад, аморфних сплавів, мають значно менше втрат при перемагнічуванні. Особливі вимоги пред'являються до системи інтенсивного охолодження рідини, яка є невід'ємною частиною конструкції машини. Для літаків із тривалими режимами польоту найбільш доцільною є система охолодження з передачею тепла до палива через проміжний теплоносій.

Узагальнюючи зазначені особливості, можна сформулювати основні тенденції розвитку СЕС ЛА:

- суттєве збільшення потужності джерел електричної енергії на борту ;
- поява гібридних та електричних силових установок;
- збільшення необхідних видів електричної енергії (напруга, частота струму тощо);

- збільшення кількості споживачів електричної енергії, що мають імпульсноперіодичний характер споживання.

Враховуючи сформульовані тенденції, а також необхідність вибору найбільш ефективних проектних рішень, необхідно визначити шляхи та перспективи розвитку СЕП ЛА, які ґрунтуються на вирішенні низки оптимізаційних завдань для деякого узагальненого критерію ефективності.

У загальному випадку ефективність СЕП визначається безліччю параметрів, які можна умовно об'єднати у групи (експлуатаційні, економічні, технічні, технологічні та інших.). Визначення конкретних вимог до СЕП – це завдання головного конструктора літака.

Ефективність СЕП як фізичної енергетичної системи можна оцінити з урахуванням структурно-функціонального принципу - ефективність кожного елемента за оптимальної (з погляду зниження втрат) структури. Одним із елементів ЕЕС є питома потужність. Для генераторів цей показник досягає 0,15-0,2 кг/кВт; для статичних перетворювачів (випрямляючих пристроїв, інверторів та ін.) – до 0,3-0,5 кг/кВт. Співвідношення питомої потужності та питомої енергії акумуляторних батарей наведено на рис. 2 [1].

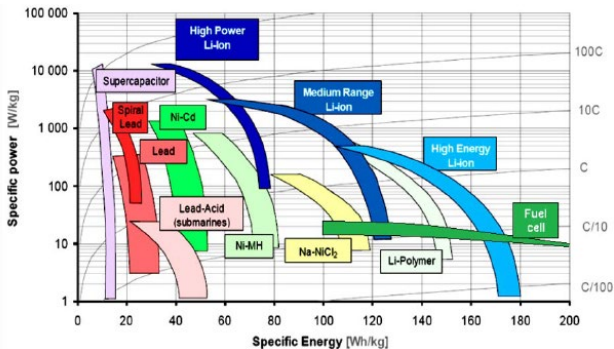


Рис. 2. Співвідношення питомої енергії та питомої потужності акумуляторних батарей

Важливим критерієм для оцінки потенційної ефективності проектованого літака є сумарна енергоємність запасеної на борту енергії. Основна конкуренція при цьому виникає між вуглеводневим паливом та електрохімічними джерелами енергії. З електрохімічних систем найбільшою теоретичною енергоємністю [1] в порядку спадку мають такі:

- літій-повітряна - 13000 Вт год/кг;
- літій-фторна - 6300 Вт год/кг;
- натрій-сірчана - 1500 Вт год/кг;
- літій-іонна - 500-800 Вт год/кг;
- свинцево-кислотна - 160 Вт год/кг.

Як відомо, теплота згоряння бензину – 11600 Вт год/кг.

Проте роботи зі створення ефективніших електрохімічних накопичувачів продовжуються. Так група дослідників з університету Массачусетса в Бостоні (University of Massachusetts, Boston) на чолі з доктором

Стюартом Лічтом (Stuart Licht) розробила новий тип відновлюваного електрохімічного джерела струму - повітряно-цинкового елемента (zinc-air fuel cell) [4]. За розрахунками він вперше зможе перевершити по питомій ємності бак з бензином, а також - всі інші електрохімічні генератори і всі типи акумуляторних батарей, що перезаряджаються. Новий тип електрохімічного осередку може перевершити (рис. 3) за «калорійністю» бензин (причому майже вдвічі), і рідкий водень (в два рази), і повітряно-цинкові елементи (майже втричі), і літійово-іонні батареї (удесятеро).

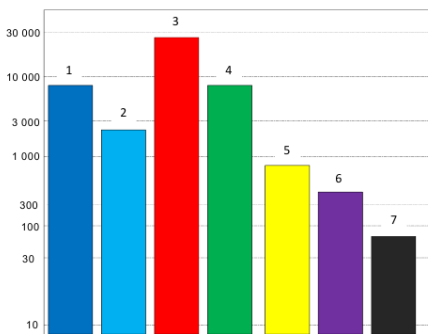


Рис. 3. Порівняння повітряно-ванадієво-боридних осередків (3) з бензином (1), рідким воднем (2), цинковим елементом (4), літійово-іонним акумулятором (5), нікелево-металогібридною батареєю (6) та акумулятором свинцево-кислотним (7)

Таким чином, створення ПЕЛ з електричними силовими установками можливе при покращенні масогабаритних характеристик енергосистеми, насамперед високомоментного вентиляного електричного двигуна для обертання гвинта. Це можливо при використанні нанотехнологій та створенні на їх основі постійних магнітів з питомою енергією до 400-450 кДж/м³ при збереженні цих властивостей до температури 300 – 350 °С та подальшому розвитку торцевих вентиляних двигунів із встановленням магнітів за системою Хальбаха (тангенційно-радіально), що дозволяє досягти питомомасових електричних двигунів у межах 0,12-0,15 кг/кВт. Відомі та інші шляхи покращення масо-габаритних параметрів електричних машин [1].

Важливим завданням для авіаційного електрообладнання залишається створення автономних виконавчих приводів управління й механізації крила, де використовують два основних типи електричних приводних пристроїв, що відрізняються за принципом дії, загальною основою для яких є вентиляний електродвигун:

- електрогідростатичний (ЕГСП) з гідравлічним редуктором;
- електромеханічний (ЕМП) із механічним редуктором.

В ЕГСП електродвигун і насос з похилою шайбою встановлені в одному корпусі із загальним радіатором і мають загальне охолодження робочою рідиною, яка знаходиться в баку елементом конструкції приводу. Електромеханічні приводи великої потужності можуть бути використані на

літаку для функціонування пристроїв, що не вимагають високих динамічних характеристик (малого фазового запізнення).

Для ширшого застосування ЕМП необхідно пройти досить тривалий шлях їх удосконалення у таких аспектах:

- вирішення проблеми зниження маси електродвигуна з редуктором приблизно вдвічі до рівня (0,3-0,4 кг/кВт);
- підвищення надійності механічного редуктора;
- вирішення проблем можливої появи в експлуатації люфтів.

Наявність на сучасному магістральному літаку щонайменше 500 автоматів захисту, використання понад 1000 контакторів, реле, кінцевих вимикачів пред'являє до системи розподілу електричної енергії інший підхід і вимагає створення спеціальних розподільних пристроїв. Зараз очевидно, що розробити систему розподілу електроживлення для перспективних систем електропостачання (СЕР змінного струму напругою 200/115, змінної частоти або СЕР постійного струму напругою 270 В) з використанням контактних комутаційних елементів і теплових автоматів захисту практично неможливо. Тому необхідна реалізація автоматичної системи управління вторинним розподілом електроенергії із застосуванням безконтактних автоматів захисту та комутації, мікропроцесорних засобів та мережевих технологій при організації інформаційного обміну між елементами системи.

Висновки

Таким чином, перспективні напрями розвитку СЕР ЛА такі:

- суттєве підвищення інтеграції електрообладнання з силовою установкою аж до її заміни на електричну;
- децентралізація генерування електроенергії та її споживання (як по видам, так і за розташуванням обраних центрів управління навантаженнями);
- застосування єдиних інтелектуальних систем управління для електропостачання та споживання електроенергії.

Список літератури

1. Лёвин А.В., Мусин С.М., Харитонов С.А. и др. Электрический самолёт: концепция и технологии. Уфа: УГАТУ, 2014. 388 с.
2. Захарченко В.П., Єнчев С.В., Ільєнко С.С. та ін. Електропостачання повітряних суден. Київ: НАУ, 2021. 236 с.
3. Жмуров Б.В., Халютин С.П. Структурно-функциональное моделирование электроэнергетических систем самолета // Проблемы безопасности полетов. 2009. № 6. С. 45-53.
4. Faleiro L. Beyond the More Electric Aircraft // Aerospace America. September 2005. Pp 35-40.
5. Mechem M., Norris G. Electric Jet // Aviation Week and Space Technology. November 26. 2007.
6. Electric Dream // Flight International. 26 September - 2 October 2006.