

І.В. Заріцький, О.О. Челобітченко, А.В. Внуков, С.М. Сторожук

Державний науково-дослідний інститут авіації, Київ

МЕТОДИКА ВИЗНАЧЕННЯ ПОТУЖНОСТІ СИНХРОННОГО ГЕНЕРАТОРА ДЛЯ ЖИВЛЕННЯ АСИНХРОННОГО СТАРТЕРА ПЕРСПЕКТИВНОГО ЛІТАКА ТРАНСПОРТНОЇ АВІАЦІЇ

На основі наведеного генезису розвитку з середини ХХ століття технологій виготовлення транспортних літаків з точки зору ступеня електрифікації визначено поділ їх на 4 рівні: літаки класичної (“старої”) технології виготовлення, літаки прогресивної технології виготовлення, літаки з повністю електрифікованим обладнанням (ЛПЕО) і повністю електрифіковані літаки (ПЕЛ). Прогресивна технологія виготовлення є проміжковою між класичною (“старою”) та технологією виготовлення з повністю електрифікованим обладнанням. Як перспективний літак розглядається літак модернізованої прогресивної технології виготовлення. Модернізація полягає в заміні пневмостартерної системи запуску газотурбінних двигунів на електростартерну.

У статті запропонована методика розрахунку потрібної потужності первинного джерела живлення електростартера при створенні електричної системи запуску газотурбінних двигунів перспективного літака транспортної авіації. Наведено порядок вибору первинного джерела електричної енергії потрібної потужності для живлення електростартера прямої дії для літаків даного типу. Надано рекомендації щодо практичного використання розробленої методики та окреслено напрям необхідних подальших досліджень.

Ключові слова: прогресивна технологія, концепція повністю електрифікованого літака, асинхронний електростартер, синхронний генератор, випрямляч, інвертор.

Вступ

Як правило, технічні “ноу-хау” спочатку з’являються у високотехнологічних сферах промисловості і, в першу чергу, в оборонній. Розглядаючи оборонну промисловість, слід зазначити, що останніми досягненнями наповнюється спочатку космічна галузь, потім авіаційна та морська, і наостанок, усе, що пов’язано із суходолом. Разом з тим, останнім часом міжнародні й національні автомагістралі та вулиці міст дедалі більше наповнюються електроавтомобілями, поступово витісняючи автотранспорт із двигунами внутрішнього згоряння, а ПЕЛ і навіть ЛПЕО на авіалініях поки що немає. Хоча початком розробки концепції ПЕЛ вважається 1957 рік [1, с. 213...217], коли про електроавтомобілі не йшлося взагалі. У цьому місці мабуть доцільно коротко викласти генезис теорії ПЕЛ.

Відомо, що одним із критеріїв досконалості літака, особливо транспортного, є економічність і енергетична (паливна) ефективність. Дослідники NASA разом з колегами з фірми Lockheed (США) за результатами спільної роботи зробили висновки, що зменшення маси обладнання 350-місного літака з повністю електрифікованим обладнанням складає 1/3 від загального зменшення маси пустого літака (2500 кг при масі літака 110 000 кг). Злітна маса

500-місного пасажирського літака зменшиться на 11500 кг порівняно з ПЕЛ, а 700-місного – на 28000...34000 кг [2, с. 94]. Саме такі висновки науковців США окреслили вектор руху в розвитку технологій авіабудування пасажирських (транспортних) літаків. Але здійснити стрибкоподібний (одноактний) перехід від літаків створених за класичною “старою” технологією (Рис. 1.) до ПЕЛ (Рис. 2), мабуть, неможливо.

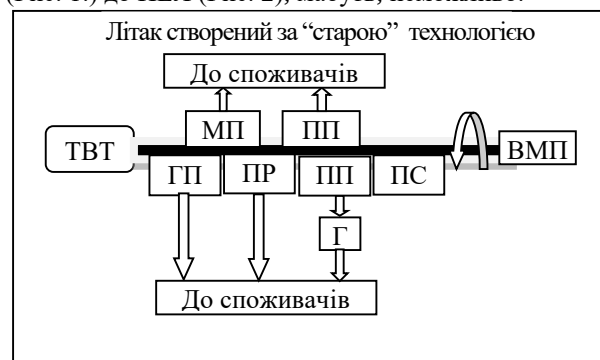


Рис. 1. Функціональна схема сполучення турбіни високого тиску (ТВТ) з допоміжними джерелами енергії:

МП – маслопомпа, ПП – пневмопомпа, ГП – гідропомпа, ПР – пневморедуктор, ППШ – привід постійної швидкості, ПС – пневмостартер, Г – генератор, ВМП – відбір механічної потужності.

Джерело: [2, с. 98; 3, с. 132; 4, с. 219, 220].



Рис. 2. Функціональна схема ПЕЛ з електричним двигуном.

Джерело: розроблено авторами.

У літаках, створених за “старою” технологією, (Рис. 1) використовуються три вторинні енергетичні системи: гідравлічна, пневматична та електрична. Така побудова бортової системи електропостачання для перспективних літаків не є оптимальною, оскільки потребує суттєвих затрат на її експлуатацію та призводить до значних ускладнень у процесі інтеграції бортового обладнання.

На ПЕЛ (Рис. 2) електрична енергія буде використовуватися для живлення усіх систем, у тому числі й найбільш енергоємних, які традиційно використовували для свого функціонування пневматичну та гідравлічну енергії.

Поява нових напівпровідникових приладів і магнітних матеріалів дає змогу використовувати електричну енергію як єдиний вид допоміжної бортової енергії [2, с. 94], тобто здійснити перехід від літаків, створених за “старою” технологією з проміжною ланкою – літаків, створених за прогресивною технологією (Рис. 3), до ЛПЕО (Рис. 4) як передвісників ПЕЛ.

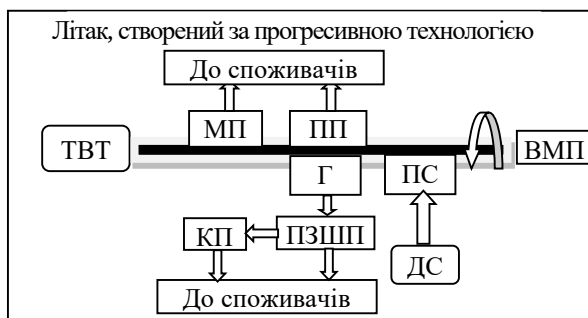


Рис. 3. Функціональна схема сполучення ТВТ з допоміжними джерелами енергії:

МП – маслопомпа, ПП – пневмопомпа, ДСУ – допоміжна силова установка, Г – генератор, ПС – пневмостартер, КП – компресор з приводом, ПЗШП – перетворювач “змінна швидкість– постійна частота”, ВМП – відбір механічної потужності.

Джерело: розроблено авторами за матеріалами [2, с. 98].

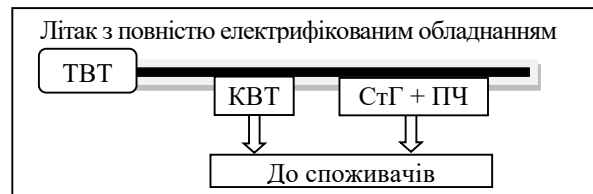


Рис. 4. Функціональна схема сполучення ТВТ з допоміжними джерелами енергії в ЛПЕО: КВТ – коробка високого тиску, СтГ – стартер-генератор, ПЧ – перетворювач частоти. Джерело: [2, с. 98].

Завдання створення як ПЕЛ, так і ЛПЕО складні. Основна складність полягає у розробці систем керування електричної машини як стартера для ЛПЕО та як маршового двигуна для ПЕЛ.

Рівень існуючих нині технологій не дає змогу створити єдине джерело живлення для усіх бортових систем в ПЕЛ (Рис. 2). Наявні ж бортові джерела електроенергії не дають змоги реалізувати в повному обсязі технологію ЛПЕО (Рис. 4). Тому розширення можливостей прогресивної технології виготовлення літаків є на сьогодні єдиним шляхом наближення до реалізації концепції ПЕЛ.

Розширення ж можливостей вважається не тривіальною задачею. Вона включає в себе вибір типу електричної машини як стартера, та визначення закону її керування з мінімізацією електричних втрат. Вирішенням щойно названих завдань в тій чи іншій мірі займалися доволі відомі у середовищі авіаційних фахівців вчені: Брускін Д.Е., Зубакін С.І., Алюшин Г.Н., Красношарпа Д.М., Іщенко І.М., Мартинюк В.С. та ін. [5, с. 70...77; 6, с. 3...31]. Але вони здійснювали визначення потужності генератора для живлення стартера літаків, розроблених згідно з Рис. 3.

Автори статті пропонують як перспективний транспортний літак взяти літак модернізованої прогресивної технології виготовлення.

Основний зміст її полягає в тому, що в літаках, виготовлених за прогресивною технологією (Рис. 3), допоміжна силова установка (ДСУ) використовувалась як джерело стислого повітря для запуску основної силової установки – двигуна через пневмостартер (ПС). У літаках модернізованої прогресивної технології виготовлення (Рис. 5) авторами пропонується ПС замінити на електростартер, який отримує електроживлення від ДСУ.

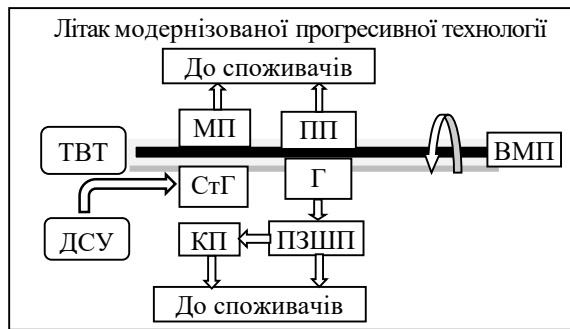


Рис. 5. Функціональна схема сполучення ТВТ з допоміжними джерелами енергії:

МПУ – маслосилова установка, ПП – пневмопомпа, СтГ – стартер-генератор, Г – генератор, ДСУ – допоміжна силова установка, КП – компресор з приводом, ПЗШП – перетворювач “змінна швидкість–постійна частота”, ВМПУ – відбір механічної потужності.

Джерело: розроблено авторами.

Що стосується електростартера, то перспективними для цього завдання слід вважати асинхронні та синхронні електричні машини для пускових потужностей в межах 100...300 кВт [7, с. 30]. Використання електричних машин постійного струму ускладнено через наявність у конструкції колекторно-щіткового вузла, що обмежує пускові струми. Гранична потужність їх використання становить 30 кВт [8, с. 165]. Для синхронних електричних машин є обмеження, які полягають у відсутності природнього пускового моменту, що пов'язано з конструктивними особливостями. Цей недолік не дає змогу отримати широкий діапазон пускового моменту по відношенню до номінального та потребує застосування спеціальних пускових пристроїв [9, с. 263...265] при формуванні вхідних електричних параметрів, які повинні враховувати температуру її активних частин [10, с. 58...61].

Найбільш перспективною для електростартера за своїми енергетичними параметрами і конструктивному виконанню слід вважати асинхронну електричну машину. Вона має необхідні пускові характеристики при відсутності колекторно-щіткового вузла. Наявність на сьогодні нових магнітних матеріалів та напівпровідникових елементів дозволяє створити для літаків транспортної авіації електричні системи запуску на основі асинхронної електричної машини потужністю до 1 МВт [7, с. 31].

Головною задачею при проектуванні систем запуску є оцінка потужності первинного джерела живлення.

Перехід до модернізованої прогресивної технології з використанням асинхронної електричної машини в якості електростартера передбачає зменшення кількості вузлів системи запуску, що дає

змогу підвищити надійність системи в цілому. Розвиток силових транзисторів і тиристорів дав можливість розширити використання асинхронної електричної машини (АЕМ) як стартера або стартер-генератора.

Для розширення діапазону регулювання частоти обертів валу АЕМ за рахунок формування закону частотного управління та визначення пускового моменту необхідно враховувати впливи навколишнього середовища: вологість, вібрацію, зміни температури [11, с. 120...125].

Тому метою даної статті є розробка методики визначення потужності синхронного генератора для живлення асинхронного стартера перспективних літаків транспортної авіації, яка б дала змогу на початкових етапах проектування визначити необхідне первинне джерело електроенергії – синхронний генератор (СГ).

Виклад основного матеріалу

При використанні асинхронної електричної машини як пускового пристрою газотурбінного двигуна (ГТД) виникає необхідність проведення розрахунку потужності, що повинен мати СГ для надійного його живлення.

Вибір і установка на літальний апарат генераторів виконується з урахуванням умов і особливостей їх роботи, до яких входить величина і характер електричних навантажень, параметр механічних і кліматичних впливів, умови охолодження на всіх режимах польоту [5, с. 70, 71].

Потужність СГ можемо визначити, використовуючи квазістаціонарний метод для визначення сили струму СГ залежно від часу запуску ГТД та необхідних струмових навантажень стартера. Згідно зі структурною схемою (Рис. 6), асинхронний стартер (СТ) отримує живлення від синхронного генератора (СГ) через випрямляч (В) та інвертор (ІН) [3, с. 134].

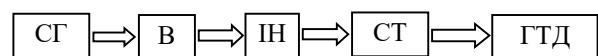


Рис. 6. Структурна схема електричної системи запуску ГТД від асинхронного стартера.

Джерело: Розроблено авторами за матеріалами [3, с. 134].

У результаті визначення оптимального закону управління СТ отримуємо силу струму стартера під час запуску. Потім розраховуємо силу струму СГ за формулою

$$I_{СГ} \times K_B \times K_{ІН} = I_{АД}, \quad (1)$$

де $K_B, K_{ІН}$ – коефіцієнти передачі по струму випрямляча та інвертора, $I_{СГ}, I_{АД}$ – сили струму СГ та асинхронного двигуна.

Для визначення відповідних коефіцієнтів потрібно визначитися з вибором випрямляча (керований або некерований) та інвертора (автономний чи ведучий мережею).

Згідно з [12, с. 798...810; 13, с. 15...25; 14, с. 39...41], кращі енергетичні параметри має керований випрямляч і автономний інвертор із зовнішнім керуванням.

Ідеалізований керований випрямляч описується коефіцієнтом

$$K_B = K_{CX1} \times K_{B1}, \quad (2)$$

де $K_{CX1} = 0.816$ (схема Ларіонова) – коефіцієнт, який враховує схему випрямляча, $K_{B1} = \frac{1 + \cos \gamma}{2}$ – коефіцієнт, який враховує процес комутації при цьому $0 < \gamma < 30^\circ$. Приймаючи середнє значення $\gamma = 15^\circ$, отримуємо

$$K_B = 0.816 \times \frac{1 + \cos 15^\circ}{2} = 0.794. \quad (3)$$

Згідно з [15, с. 44...75], коефіцієнт передачі по струму автономного інвертора може бути описаний так:

$$K_{IH} = \frac{3}{\pi} \times \cos(\delta_{IH} + 0.5\gamma_{IH}) \times \cos(0.5\gamma_{IH}), \quad (4)$$

де δ_{IH} – кут запасу запираючої спроможності вентеля, γ_{IH} – кут комутації інвертора.

У свою чергу,

$$\delta_{IH} = 2\pi \times f \times t_{II}, \quad (5)$$

де f – частота струму стартера, t_{II} – час паузи струму, необхідної для відключення тиристора ($t_{II} \approx 10...30 \text{ мкс}$).

Коефіцієнт інвертора можемо визначити при умовах: $t_{II} = 20 \text{ мкс}$, $f = 400 \text{ Гц}$, $\gamma_{IH} = 10^\circ$ і вважати постійним.

Підставивши чисельні значення часу паузи струму, частоти струму, кута комутації у формулу (4), знайдемо чисельне значення коефіцієнта інвертора:

$$K_{IH} = \frac{3}{\pi} \times \cos(2\pi \times 400 \times 20 + 0.5 \times 10) \times \cos(0.5 \times 10) = 0.948 \quad (6)$$

Потім, підставивши чисельні значення коефіцієнтів випрямляча та інвертора у формулу (1), і розв'язавши лінійне рівняння з одним невідомим, знайдемо ряд значень струму СГ залежно від сили струму електростартера, який відповідає потрібному електромагнітному моменту електростартера згідно з часом запуску:

$$I_{CG} = \frac{I_{AD}}{K_B \times K_{IH}} = \frac{I_{AD}}{0.794 \times 0.948} = 1.328 \times I_{AD}. \quad (7)$$

На практиці, під час аналізу процесів у схемі інвертора, дуже часто обмежуються лише урахуванням основної гармоніки струмів і напруг [15, с. 48].

При цьому характеристики, які одержані методом врахування лише основної гармоніки, придатні для інженерних розрахунків, тому що вони мало відрізняються від характеристик, одержаних шляхом розв'язання диференціальних рівнянь (розходження менше 10...15 %) [15, с. 48].

У трифазному інверторі струму (Рис. 7), виходячи з принципу формування інтервалів струму з нульовими значеннями кожним з трьох плечей інверторного моста, можуть мати місце три стани, в яких сили струмів фаз дорівнюють нулю. Серед основних переваг інверторів струму треба відмітити обмеження швидкості зростання струму індуктивністю дроселя L_d в аварійних режимах. З іншого боку, цей фактор негативно позначається на швидкодії інверторів у динамічних режимах, пов'язаних зі зміною навантаження.

Трифазний інвертор струму (Рис. 7) на запірних тиристорах (GTO- тиристорах) використовується в електроприводі середньої та великої потужності [15, с. 73].

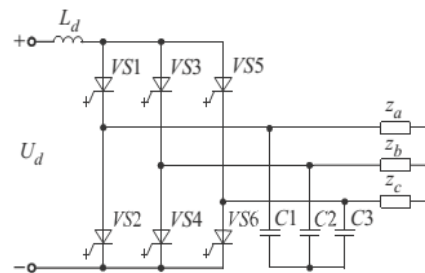


Рис. 7. Електрична схема трифазного інвертора струму
Джерело: [15, с. 73].

При активно-індуктивному навантаженні на виході інвертора підмикаються конденсатори $C1...C3$ (за схемою зірка або трикутник) для виключення перенапруг на виході інвертора.

До переваг інверторів струму відноситься обмеження швидкості зростання струму індуктивністю дроселя L_d в аварійних режимах. Але цей фактор негативно позначається на швидкодії інверторів при динамічних змінах навантаження.

Додатково до негативного фактору треба віднести зміну активного опору стартера залежно від температури при його роботі, що впливає на визначенні ємності конденсаторів $C1...C3$.

Розрахувавши максимальний струм СГ відповідно до таблиці 1 [6, с. 98, 99], визначаємо необхідну потужність СГ з урахуванням його перевантажувальних можливостей, котра повинна відповідати таким вимогам:

- на інтервалі 5 хв. – $1,5 \times I_H$,
- на інтервалі 5 сек. – $2 \times I_H$.

Таблиця 1

Технічні дані авіаційних безконтактних СГ типу ГТ

Тип генератора	Найменування параметрів					
	Номинальна потужність, кВА	Номинальна сила струму фази, А	Перевантаження протягом			
			5 хв		5 с	
			Потужність, кВт	Сила струму фази, А	Потужність, Вт	Сила струму фази, А
ГТ60ПЧ6А	60	167	90	250	120	333
ГТ60ПЧ8АТВ	60	167	90	250	120	333
ГТ60АТЧ8У	60	167	90	250	120	333
ГТ60НЖЧ12	60	167	90	250	120	333
ГТ90СЧ6	90	250	120	375	180	500
ГТ120НЖЧ12	120	333	180	500	240	666
ГТ120НЖЧ6А	120	333	180	500	240	666

Примітки: дані таблиці заповнені при номінальних параметрах напруги (фазної) – 120 В, частоти – 400 Гц.

Джерело: [6, с. 98...100].

Але, якщо потужність СГ по струму знаходиться на межі рівноваги, то потрібно вибирати СГ більшої потужності, згідно з таблицею 1. Це необхідно для виконання умов дотримання теплового стану генератора у разі необхідності в багатократних запусках, зазначених у відповідних нормативних документах.

Література

1. Заріцький І.В., Сторожук С.М., Діденко Ю.Л. Перспективи розвитку електричної системи запуску газотурбінних двигунів військово-транспортних літаків // Зб. наук. праць ДНДІА. – К.: ДНДІА, 2016. №12(19) – С. 213-217.
2. Гришин В.А. Генераторный агрегат встроенный в авиадвигатель самолета с полностью электрифицированным оборудованием // Электроника та системи управління. Транспортні системи. 2012. № 2(32). – С. 94-100.
3. Сорокін Д.М., Заріцький І.В. Шляхи удосконалення електричної системи запуску авіаційних двигунів при модернізації літаків військово-транспортної авіації // Зб. наук. праць ДНДІА. – К.: ДНДІА, 2014. №10(17) – С. 131-136.
4. Заріцький І.В., Діденко Ю.Л. Перспективи створення вітчизняного розвідувального літака на основі концепції повністю електрофікованого літака // Зб. наук. праць ДНДІА. – К.: ДНДІА, 2015. №11(18) – С. 217-220.
5. Брускін Д.Э. Зубакин С.И., Самолеты с полностью электрофицированным оборудованием. Сер. Электрооборудование транспорта. – Т. 6 /– М.: ВИНТИ, 1986. – 108 с.
6. Аллошин Г.Н., Ищенко И.М., Красношапка Д.М., Мартинюк В.С. Авиационные электрические генераторы. – К.: Киевское ВВАИУ, 1989. – 184 с.
7. Электродвигатели завоевывают авиацию / Вертолетная смесь – Запорожье: Мотор Сич, 2017. – 137 с.
8. Авиационное оборудование /Учебное пособие под ред. А.И. Шевченко – К.: КВВАИУ, 1986 – 503 с.
9. Специальные электрические машины. Источники и преобразователи энергии. Под ред. доктора технических наук, профессора А.И. Бертинова. – М.: Энергоиздат, 1982. – 552 с.
10. Вознюк М.М., Гончар Д.Г., Заріцький І.В. Особливості застосування синхронного генератора типу ГТ для електростартерного пуску сучасних авіаційних газотурбінних двигунів // Зб. наук. праць. – К.: ДНДІА, 2005. №1(8). – С. 58-61.
11. Іщенко І.М., Заріцький І.В., Гончар Д.Г., Бабкіна Т.В. Про деякі фактори, що впливають на експлуатаційні характеристики стартера // Зб. наук. праць. – К.: НЦ ПС ЗС України, 2004. – Вип. 7. – С. 120-125.
12. Электротехнический справочник. Издание четвертое, переработанное. Под общей редакцией профессоров Московского энергетического института П.Г. Грудинского., Г.Н. Петрова., М.М. Соколова., А.М. Федосеева, М.Г. Чиликина (главный редактор) и инж. И.В. Антика. Том 1, книга вторая. – М.: Энергия, 1971. – 880 с.
13. Вайнер А.М. Регулируемый синхронный электропривод. – М.: Энергоатомиздат, 1985. – 224 с.
14. Войтех В.А., Исаков В.Н. Частотно-регулируемые электроприводы малой мощности по системе источник тока – автономный инвертор напряжения – асинхронный двигатель. Техническая электродинамика. – К.: Институт электродинамики, 1995. – 80 с.
15. Сенько В.І., Трубіцин К.В., Чебеліс В.І. Інвертори і перетворювачі частоти. Монографія.– К.: НТУ КПП ім. Ігоря Сікорського, 2020. – 330 с.

Висновки

Запропонована методика може бути використана для виконання попередніх розрахунків потужності синхронного генератора, який застосовується як первинне джерело живлення при проектуванні електричної системи запуску на основі асинхронного стартера в літаках модернізованої прогресивної технології виготовлення, і, відповідно, дасть змогу визначити необхідний синхронний генератор. Дана методика не враховує перехідні електричні процеси, які мають місце в розімкнутій системі: синхронний генератор – випрямляч – інвертор – стартер. Наслідком цих перехідних процесів є зміна теплового стану електростартера, що впливає на значення активного та індуктивного опорів, що, у свою чергу, призводить до зміни режиму роботи інвертора (роботи силових ключів). Саме визначенню впливу теплового стану електростартера на значення активного та індуктивного опорів і мають бути присвячені подальші дослідження.

Надійшла до редколегії 20.11.2023

Схвалена до друку 25.12.2023

Відомості про авторів

Заріцький Ігор Володимирович

старший науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0003-2510-2946>

Челобітченко Олександр Олександрович

кандидат технічних наук
старший науковий співробітник
провідний науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-9411-2569>

Внуков Андрій Володимирович

кандидат технічних наук
провідний науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-0534-4318>

Сторожук Сергій Миколайович

старший науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0001-5271-0272>

Information about the authors

Ihor Zaritskyi

Senior Researcher
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0003-2510-2946>

Oleksandr Chelobitchenko

Candidate of Technical Sciences
Senior Researcher
Leading Researcher
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-9411-2569>

Andrii Vnukov

Candidate of Technical Sciences
Leading Researcher
of State Research Institute of Aviation
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-0534-4318>

Serhii Storozhuk

Senior Researcher
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0001-5271-0272>

**METHOD OF DETERMINING THE POWER OF A SYNCHRONOUS GENERATOR FOR
POWERING THE ASYNCHRONOUS STARTER OF PROSPECTIVE TRANSPORT AIRCRAFT**

I. Zaritskyi, O. Chelobitchenko, A. Vnukov, S. Storozhuk

Based on the presented genesis of the development of aircraft manufacturing technologies since the middle of the 20-th century, a categorization into four levels based on the degree of electrification has been determined: classical ("old") aircraft manufacturing technologies, progressive aircraft manufacturing technologies, aircraft with fully electrified equipment (FEE), and fully electric aircraft (FEA). As a prospective aircraft, an aircraft with a modernized progressive manufacturing technology is considered, the improved of which foresees replacement of the pneumatic starter with the electric one.

As an electric starter, asynchronous and synchronous electric machines for starting capacities from 100 to 220 kW should be considered promising. The use of direct current electric machines is limited due to the presence of a collector-brush unit in the design, which limits the starting currents. The maximum power of their use is up to 70 kW. Synchronous electric machines have their limitations. They consist in the absence of a natural starting moment, which is associated with design features. This shortcoming does not allow obtaining a wide range of starting torque in relation to the nominal one and requires the use of special starting devices when forming the input electrical parameters, which must take into account the temperature of its active parts.

An asynchronous electric machine should be considered the most promising for an electric starter in terms of its energy parameters and design. It has the necessary starting characteristics in the absence of a collector-brush assembly. Currently, the availability of new magnetic materials and semiconductor elements makes it possible to create electric launch systems based on an asynchronous electric machine with a capacity of up to 1 MW for VTA aircraft.

The use of an asynchronous electric machine as an electric starter implies a reduction in the number of nodes of the starting system, which makes it possible to increase the reliability of the system as a whole. The development of power transistors and thyristors made it possible to expand the use of an asynchronous electric machine as a starter or starter-generator.

When using an asynchronous electric machine as a starting device for a gas turbine engine, it becomes necessary to calculate the power that a synchronous generator must have for its reliable power supply.

The goal of this article is to propose a methodology for calculating the required power of the primary power source for the electric starter when creating an electric start system for gas turbine engines of future transport aircraft. The order of selecting the primary source of electrical energy needed to supply the direct action electric starter for aircraft of this type is outlined. Recommendations for practical application of the developed methodology are provided, alongside an outline of the direction for necessary further research.

Keywords: advanced technology, fully electrified aircraft concept, asynchronous electric starter, synchronous generator, rectifier, inverter.