

І.В. Заріцький, О.В. Вабіщевич

Державний науково-дослідний інститут авіації, Київ

ВПЛИВ ХАРАКТЕРИСТИК АВІАЦІЙНОГО ДВИГУНА ПІД ЧАС ЙОГО ЗАПУСКУ НА ФОРМУВАННЯ АЛГОРИТМУ ВИБОРУ ЗАКОНУ ЧАСТОТНОГО УПРАВЛІННЯ АСИНХРОННИМ СТАРТЕР-ГЕНЕРАТОРОМ

У статті розглянуті актуальні питання визначення етапів формування алгоритму визначення закону частотного управління асинхронним стартер-генератором як пускового пристрою для реалізації надійного запуску авіаційного двигуна, що пов'язане з переходом на концепцію повністю електрифікованого літака, та як наслідок, використання електричної енергії на борту літального апарату як основної.

Авторами статті розглянуто систему: газотурбінний двигун – електростартер. Запропоновано алгоритм формування закону частотного управління електричним стартером під час запуску газотурбінного двигуна. Наведено вимоги до надійного запуску газотурбінного двигуна та визначено ключові його характеристики, котрі є початковими вхідними даними для формування закону управління стартером.

У статті запропоновано та практично розглянуто формування алгоритму визначення закону частотного управління асинхронним стартер-генератором з урахуванням зовнішніх факторів, котрі впливають на електромагнітні процеси в стартер-генераторі під час запуску газотурбінного двигуна з урахуванням введених обмежень. Зазначений алгоритм запропоновано використовувати перед застосуванням апріорної процедури багатокритеріальної оптимізації з мінімумом енергетичних втрат, що дає змогу здійснювати якісний аналіз енергетичних характеристик асинхронної електричної машини.

Результати досліджень дали змогу зробити висновки щодо можливості використання асинхронної машини з короткозамкненим ротором в електричній системі запуску літаків ВТА з урахуванням введених обмежень.

Ключові слова: *авіаційний двигун, асинхронна електрична машина, концепція повністю електрифікованого літака, магнітопровід, активний і реактивний опір електричної машини, енергетична ефективність системи запуску*

Вступ

Концепція повністю електрифікованого літака (ПЕЛ) передбачає використання електричної енергії на борту літального апарату як основної [1, с. 171...176]. У зв'язку з поетапною реалізацією вказаної концепції існуючі повітряні системи запуску повинні бути замінені на електричні прямої дії.

Підвищення вимог до експлуатаційних характеристик авіаційного електропривода, який використовуються на борту літальних апаратів і працює в широкому діапазоні механічних навантажень на валу, швидкостей обертання і теплових навантажень, визначають необхідність уточнень при виборі закону управління насичення магнітного ланцюга, нелінійностей, обмежень параметрів електричної машини по величині нагріву, пускових струмів тощо. На сьогодні найперспективнішою електричною машиною для авіаційного електропривода в системі запуску авіаційного газотурбінного двигуна (ГТД) вважається асинхронна машина як стартер з частотним управлінням [2, с. 71...82]. За умови її живлення від

автономного бортового джерела енергії – допоміжної силової установки (ДСУ), котра має обмежену потужність, виникає суперечлива задача: надійний запуск ГТД і необхідність обмеження пускових струмів асинхронного стартер-генератора під час запуску для стійкої роботи автономного бортового джерела енергії.

Аналіз останніх досліджень і публікацій.

Аналіз робіт [3...8] дав змогу виявити основну тенденцію сучасних досліджень за тематикою розвитку асинхронних електричних машин і вибору закону управління при використанні їх у стартерному режимі. Зазначені дослідження спрямовані на вибір оптимального закону частотного управління для підвищення ККД за рахунок зменшення енергетичних втрат, що дає підстави стверджувати про **актуальність тематики статті авторів.**

Оцінка енергетичних характеристик асинхронної машини як стартер-генератора при використанні законів частотного управління із застосуванням різних підходів до врахування зміни енергетичних, електричних і магнітних

характеристик розглянуто в роботах таких відомих фахівців, як Булгаков А.А., Сандлер А.С., Сарбатов Р.С., Винокуров В.А., Попов Д.А., Волков А.В., Алюшин Г.Н., Хорошилов Г.Т.

Найявні методи аналізу частотного управління асинхронними двигунами як стартера [5, с. 28...38; 6, с. 376...393, 7, с. 428...439] не повною мірою задовольняють вказаним вимогам. Запропоновані закони частотного управління не дають змогу оцінити енергетичну ефективність їх реалізації. Ці обставини унеможливають проводити їх порівняння для подальшого вибору та реалізації.

Тому **метою даної статті** є формування алгоритму для вибору закону частотного управління асинхронним стартер-генератором з урахуванням вимог до нього на кожному етапі запуску авіаційного газотурбінного двигуна. Сформований алгоритм дасть змогу зменшити час і фінансові витрати на початкових етапах проектування електричної системи запуску прямої дії на основі асинхронної електричної машини.

Виклад основного матеріалу

Концепція повністю електрифікованого літака передбачає використання електричної енергії на борту літального апарата як основної. Результатом третього етапу зазначеної концепції, період якого припадає на 2000–2010 роки, стало створення зразків літальних апаратів як цивільного, так і військового призначення [9, с. 40...43].

У зв'язку з нагальністю реалізації вказаної концепції існуючі повітряні системи запуску повинні бути замінені на електричні прямі дії. Процес проектування електричної системи запуску прямої дії повинен базуватися на врахуванні співвідношення моментів асинхронної електричної машини та моменту авіаційного газотурбінного двигуна, котрий має дві складові: статичний момент опору й динамічний.

Витрати потужності на механічне тертя і привід агрегатів на пускових режимах відіграють більшу роль, ніж на робочих режимах, але вони не перевищують (3...5) % потужності компресора. Тому M_c будемо вважати мало чим відрізняється від моменту обертання ротора компресора M_k і в подальшому в розрахунках будемо говорити про статичний момент опору.

Розглянемо складну систему з двох об'єктів: газотурбінного двигуна й асинхронної електричної машини як стартер-генератора.

Перший об'єкт у системі – газотурбінний двигун, котрий має повну інформацію (експлуатаційно-технічні характеристики), що є

вхідними параметрами для другого об'єкта [10, с. 19...33].

Під запуском авіаційного двигуна розуміють процес виходу його на режим малого газу. Запуск і подальше випробування авіаційного двигуна є найважливішими заключними операціями підготовки літального апарата до застосування, а також при перевірці роботи двигуна після усунення несправностей, виконання регламентних, ремонтних і регулювальних робіт, при консервації і розконсервації.

Запуск ГТД у стартових умовах потребує початкової розкрутки його ротора від зовнішнього джерела потужності (стартера), тому що самостійна робота авіаційного двигуна можлива тільки при $n_p \geq n_{p(m)}$, де частота обертання $n_{p(m)}$ носить назву рівноважної частоти обертання (рис. 1). Рівноважна частота обертання відповідає умовам тотожності обертаючого моменту турбіни моменту опору ротора компресора.

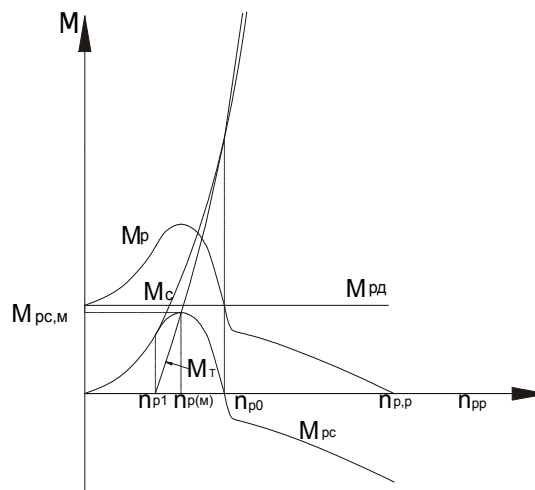


Рис. 1. Динаміка процесу запуску газотурбінного двигуна

Джерело: розроблено авторами за матеріалами [11, 18 арк.]

Зазначена особливість ГТД пояснюється характером протікання обертаючих моментів (котрий розвиває турбіна, необхідний для розкручування компресора) від частоти обертання ротора двигуна.

Умови балансу обертаючого моменту, застосовані до газогенератора високого тиску (рис. 1), показано зміну по частоті обертання компресора високого тиску (КВТ) M_{pc} , моменту опору компресора M_c і обертаючого моменту турбіни M_t наведено при постійній температурі газу перед турбіною. Вважається, що момент опору компресора при розрахунках змінюється пропорційно квадрату частоти обертання, а

значення M_T має лінійний характер протікання по частоті обертання ротора, причому в області $n_p \leq n_{pl}$ турбіна обертаючого моменту (потужності) не розвиває через низькі значення ступеня пониження тиску в ній.

Оцінку мінімальної величини потрібної потужності пускового пристрою (стартера) доцільно вести, виходячи з умов забезпечення рівноприскореної розкрутки ротора двигуна. Вибір рівноприскореної розкрутки $M_d = const$ (рис.1) дає змогу знизити масу й габарити пускового пристрою за рахунок зниження необхідного обертаючого моменту в першому періоді запуску двигуна та необхідної його потужності на другому періоді при заданому часі запуску [12, с. 16].

Наочно видно, момент M_T стає більшим, ніж момент M_C тільки при значеннях частот обертання $n_{p(m)}$. Після цього вже можливе самостійне розкручування РВТ від турбіни. Розкрутка РВТ при $n_p < n_{pl}$ можлива тільки за допомогою стартера.

Рівняння руху ротора при запуску, як зазначено раніше, може бути записано у вигляді:

$$M_T - M_C + M_{CT} = M_j \quad (1)$$

де M_{CT} — момент стартера, M_j — момент інерції і визначається як:

$$M_j = J_0 \frac{d\omega}{dt} = 2\pi J_0 \frac{dn}{dt} \quad (2)$$

Помноживши вираз (1) на $\omega = 2\pi n$, отримаємо:

$$N_T - N_C + N_{CT} = \Delta N_T + N_{CT} = 4\pi^2 J_0 n \frac{dn}{dt} \quad (3)$$

з виразу (3) маємо:

$$\frac{dn}{dt} = \frac{1}{2\pi J_0} (\Delta N_T + M_{CT}) = \frac{1}{4\pi^2 J_0} \times \left(\Delta N_T = N_{CT}/n \right) \quad (4)$$

З формули (4) можемо отримати час запуску

$$t_{zan} = \frac{1}{4\pi^2 J_0} \int_0^{n_{st}} \frac{ndn}{\Delta N + N_{CT}} \quad (5)$$

Для проведення розрахунків часу запуску необхідно знати характер зміни обертаючого моменту стартера або його потужність N_{CT} за частотою обертання ротора двигуна.

Оскільки йдеться про заміну повітряної системи запуску на електричну прямої дії, то ми розглядаємо існуючий ГТД зі своїми вимогами до запуску по часу та характеристиками турбіни (N_T). З формули (5) наочно видно, що при визначеному часі запуску ГТД, чим більша потужність стартера, тим менший час запуску. Іншими словами, ми

отримаємо запас потужності стартера, що істотно впливає на надійний запуск.

При формуванні алгоритму вибору закону частотного управління асинхронним стартер-генератором необхідно враховувати режими роботи компресора в процесі запуску (рис. 2) [13, с. 616...619].

У процесі роботи ГТД змінюються режими роботи каскадів компресорів. При цьому першочергове значення має забезпечення стійкої роботи КВТ. На рис. 2 показано протікання робочої лінії на характеристики КВТ під час запуску.

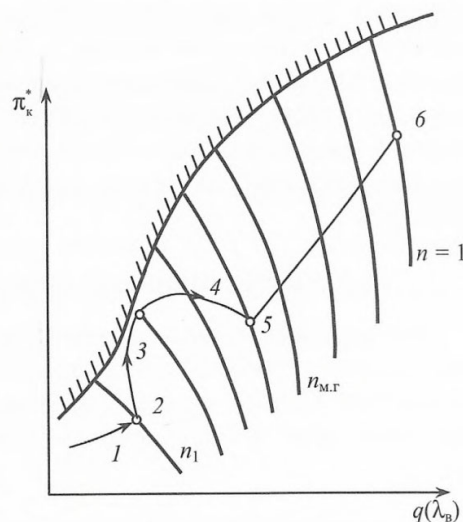


Рис. 2 Режимы работы компрессора в процессе запуска

- 1 — холодная прокрутка двигателя стартером;
- 2 — заимания топлива в камере сгорания;
- 3 — обмеження температури газу за умовами стійкості компресора;
- 4 — обмеження температури газу за умовами міцності турбіни;
- 5 — режим малого газу;
- 6 — лінія робочих режимів

Джерело: [13, с. 619]

При холодній прокрутці двигуна стартером температура газів T_g^* наближена до зовнішньої температури атмосфери, робоча лінія на характеристиці компресора відповідає лінії 1 (перший етап запуску).

При запаленні палива (на початку другого етапу запуску — точка 2) температура T_g^* різко збільшується, і робоча точка переміщується до верхньої границі стійкої роботи.

На другому етапі (лінія 3) і на початку третього температура газу підтримується на максимально можливому рівні. По закінченні

третього етапу (лінія 4) температура зменшується до її значення на режим малого газу (точка 5).

Одною з головних протиріч зі скорочення часу й підвищення надійності запуску на всіх умовах експлуатації ГТД є збереження робочої лінії в граничних умовах протікання процесу запуску щодо запасу газодинамічної стійкості й температури газів.

При занадто високих підвищеннях температури $T_{г*}$ може виникнути зрив потоку в КВТ, що призводить до так званого “гарячого зависання частоти обертання”, при котрому подальше підвищення температури газів не призводить до збільшення частоти обертання ротора двигуна. При недостатній подачі палива в камеру згоряння через мале значення ΔM_T розгін двигуна в процесі запуску стає повільним і може настати “холодне зависання”, тобто призупинення розкручування КВТ.

У такому разі для врахування зазначених обмежень виникає питання, яку потужність повинен мати електростартер і як сформувати характер зміни обертаючого моменту стартера за частотою обертання КВТ.

Для подальшої побудови алгоритму вибору закону частотного управління асинхронним стартером введемо припущення:

характер і зміну значень обертаючого моменту стартера будемо формувати за моментною характеристикою ротора КВТ;

для отримання запасу потужності електростартера, його номінальний момент будемо розраховувати, виходячи з максимального значення моменту статичного опору без урахування моменту турбіни;

для визначення моменту електростартера будемо враховувати вплив температури атмосфери на його пускові характеристики.

Взявши за основу формулу (1) для першого етапу (холодна прокрутка, $M_T = 0$) маємо:

$$-M_C + M_{CT} = M_j \quad (6)$$

Звідки, момент стартера визначимо як:

$$M_{CT} = M_C + M_j \quad (7)$$

Номінальний момент стартер-генератора – це момент обертання, котрий розвиває двигун на валу при роботі з номінальною потужністю [14, с. 167...172], і формула його визначення має вигляд:

$$M_{CT} = M_{НОМ} = \frac{p P_{НОМ}}{\omega (1 - s_H)} \quad (8)$$

де: p – кількість пар полюсів, $P_{НОМ}$ – номінальна потужність стартера, ω_1 – частота вхідної напруги, s_H – номінальне ковзання, котре залежить від потужності й типу двигуна.

Для визначення пускового моменту асинхронного стартер-генератора використаємо формулу електромагнітного моменту у функції ковзання (9) [14, с. 161], підставивши в неї $s = 1$:

$$M_{EM} = \frac{pm U_1^2 R_2 / s}{\omega \left[\left(R_1 + \sigma_1 R_2' / s \right)^2 + (X_1 + \sigma_1 X_2')^2 \right]} \quad (9)$$

отримаємо:

$$M_{II} = \frac{pm U_1^2 R_2}{\omega R_k^2 (1 + \beta_k^2)} \quad (10)$$

де: $R_k = R_1 + \sigma_1 R_2'$, $X_k = X_1 + \sigma_1 X_2'$ – наведене значення активного та реактивного опору електричної машини, $\sigma_1 = 1.05 \dots 1.10$ – емпіричний конструктивний коефіцієнт, величина якого визначається залежно від конструкції асинхронної машини. $\beta_k = X_k / R_k$ – жорсткість механічної

характеристики електричної машини.

Для електричних машин великої потужності, десятки кіловат і вище, вважається [13, с. 162]

$$R_1 < X_k, \quad s_{кр} \approx \frac{R_2'}{X_k} \quad (11)$$

Найбільший момент при пуску буде при $s_{кр} = 1$, тобто рівність активного опору ротора та індуктивному опору розсіювання режиму короткого замикання. Це означає, що потрібно також враховувати зміну індуктивного опору розсіювання від температури під час розрахунку пускового моменту електричної машини під час запуску ГТД.

Авіаційні електричні машини, до котрих належить асинхронний електростартер, можуть працювати при зміні робочої температури від -60°C до $+250^\circ\text{C}$ і вище [14, с. 162]. Коливання температури в зазначених границях призводять до зміни активного опору обмоток стартер-генератора приблизно втричі. Зміна активного опору обмоток відповідно (10) впливає на пусковий момент електростартера.

Зміна індуктивного опору розсіювання від температури під час запуску ГТД також впливає на пусковий момент через зміну магнітних властивостей магнітопроводу електричної машини.

Слід зазначити, що підвищення температури електростартера в процесі його роботи та за рахунок впливу ГТД під час його запуску впливає

на властивості магнітопроводу електричної машини [15, с. 213...217], що призводить до додаткових енергетичних втрат за рахунок зміни магнітних властивостей магнітопроводу.

Аналіз основних втрат свідчить, що вони пропорційні квадрату сили струму й опору обмотки (активному або омичному залежно від роду струму).

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

$$R = R_0 [1 + \alpha(t - t_0)] \quad (12)$$

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

Для реалізації умов зменшення енергетичних втрат у стартері також необхідно визначитися із законом управління, який дає можливість удосконалити перетворення електричної енергії в механічну. Частотне керування асинхронним електростартером із використанням тиристорних або транзисторних перетворювачів частоти дає можливість створити електричні приводи з високими регульовальними властивостями великої потужності та надійні в експлуатації.

Існують декілька різновидів систем частотного управління асинхронними двигунами [16, с. 377...378], як-от:

розімкнені системи з регулюванням напруги у функції тільки первинної частоти за фіксованим законом, котрий залежить від характеру навантаження;

замкнуті системи з регулюванням напруги залежно від частоти і навантаження двигуна за раніше обраними залежностями;

пошукові системи екстремального регулювання, котрі забезпечують максимальне значення ККД (мінімум повних втрат) або максимальне значення добутку ККД на коефіцієнт потужності ($\cos\varphi = P/S$ – відношення активної потужності до повної) при будь-яких значеннях кутової швидкості і навантаження електростартера.

Оптимальними при встановлених режимах системами є такі, котрі забезпечують мінімальне значення повних втрат двигуна, іншими словами,

максимальне значення добутку його ККД на коефіцієнт потужності.

Перспективною системою частотного керування асинхронним двигуном будь-якої потужності є система, запропонована професором Поповим Д.А., що забезпечує максимальне значення відношення максимального електромагнітного моменту до квадрату сили споживаного струму [16, с. 376...385]:

$$\frac{M_{EM}}{I_1^2} = \max \quad (13)$$

Таку систему будемо називати частотно-струмовою системою. Зазначений критерій вважається універсальним. Дійсно, при обмеженні сили струму (потужності) джерела живлення, що завжди має місце для автономних джерел живлення, частотне керування за критерієм (13) 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.

Висновки

Результати запропонованого алгоритму визначення закону частотного управління асинхронним стартер-генератором у системі запуску авіаційних газотурбінних двигунів для перспективних літаків ВТА дають змогу:

визначати фактори, котрі впливають на розрахунок пускового моменту електричної машини;

сформувати подальший алгоритм для реалізації методики синтезу закону частотного управління асинхронним стартером під час запуску ГТД;

сформувати закон, який дасть змогу більш наближено відтворити робочу лінію в граничних умовах протікання процесу запуску із запасу газодинамічної стійкості й температури газів.

Подальші дослідження доцільно проводити на основі фізичного моделювання, котре передбачає відтворення теплових процесів в електричній машині під час запуску ГТД, що дасть змогу врахувати вплив температури частин електростартера на зміни активних і реактивних опорів, котрі, в свою чергу, впливають на розрахунок пускового та максимального моментів.

Список літератури

1. Заріцький І.В., Діденко Ю.Л. Щодо методики синтезу оптимального закону управління асинхронним стартер-генератором електрифікованого літака. Зб. наук. праць Державного науково-дослідного інституту авіації. Вип. № 13 (20) 2017. – С. 171–176.

2. Заріцький І.В., Заріцький О.В. Методологія інтелектуального аналізу та вибору типу електричної машини для системи запуску авіаційних газотурбінних двигунів перспективних літаків військово-транспортної авіації. Зб. наук. праць Державного науково-дослідного інституту авіації. Вип. № 20 (27) 2024. – С. 71–82.
3. Булгаков А.А. Частотное управление асинхронными двигателями. М.: Изд-во Энергоиздат, 1982, – 216 с. ил.
4. Сандлер А.С., Сарбатов Р.С. Автоматическое частотное управление асинхронными двигателями. М.: Энергия, 1974. – 322 с.
5. Винокуров В.А., Попов Д.А. Электрические машины железнодорожного транспорта. М.: Транспорт. 1986. – 510 с.
6. Волков А.В. Аналітичний розрахунок основних електромагнітних втрат енергії частотнорегульованого двигуна при позиціонуванні. Науковий журнал “Електротехніка та Електродинаміка” № 2, 2017. Запоріжжя. – С. 28–38.
7. Алюшин Г.Н., Хорошилов Г.Т. Графоаналитический метод расчета оптимальных режимов частотного управления асинхронным двигателем. Труды V Всесоюзного совещания, часть I. Теория инвариантности и ее применение. К.: “Наукова думка”, 1979, – 459 с.
8. С.В. Єнчев, В.П. Захарченко, Т.П. Гобатюк. Стан і перспективи удосконалення систем електропостачання літаків. Національний авіаційний університет, К.: 2011. С. 1.1.33–1.1.37. URL. [Електронний ресурс] – Режим доступу: <https://conference.nau.edu.ua>.
9. Заріцький І.В., Коритько О.І., Вплив четвертої промислової революції на подальший розвиток концепції повністю електрифікованого літака. Зб. наук. праць Державного науково-дослідного інституту авіації. Вип. №16 (23) 2020, – С 40–43.
10. Л.Г. Раскин. Анализ сложных систем и элементов теории оптимального управления. Москва. изд. “Советское радио”, 1976. – 344 с.
11. Г.Н. Алюшин. Методика розрахунку асинхронного стартера для системи запуску авіаційного двигуна Д-27 (на правах рукопису). 18 сторінок.
12. Кац Б.М., Жаров Э.С., Винокуров В.А. Пусковые системы авиационных газотурбинных двигателей. М.: “Машиностроение”, 1976, – 220 с.
13. Ю.Н. Нечаев. Теория авиационных двигателей. Издание ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1990, – 740 с.
14. Специальные электрические машины. Источники и преобразователи энергии. Под редакцией доктора технических наук проф. А.И. Бертинова., Москва.: Энергоиздат. 1972, – 552 с.
15. Заріцький І.В., Сторожук С.М., Діденко Ю.Л. Перспективи розвитку електричної системи запуску газотурбінних двигунів військово-транспортних літаків. Зб. наук. праць Державного науково-дослідного інституту авіації. Вип. № 12 (19) 2016, – С. 213–217.
16. Винокуров В.А., Попов Д.А. Электрические машины железнодорожного транспорта. – М.: Транспорт, 1986. – 510 с.

Надійшла до редакції 05.11.2025

Схвалена до друку 25.11.2025

Відомості про авторів

Заріцький Ігор Володимирович

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

Вабішевич Олена Валентинівна

науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-3286-4140>

Information about the authors

Ihor Zaritskyi

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

Olena Vabishchevych

Research Associate
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-3286-4140>

**INFLUENCE OF CHARACTERISTICS OF AN AVIATION ENGINE DURING ITS START-UP
ON THE FORMATION OF THE ALGORITHM FOR SELECTING THE FREQUENCY CONTROL LAW
OF AN INDUCTION STARTER-GENERATOR**

I. Zaritskyi, O. Vabishchevych

The article considers the current issues of determining the stages of forming an algorithm for determining the frequency control law of an asynchronous starter-generator as a starting device for implementing reliable start-up of an aircraft engine, which is associated with the transition to the concept of a fully electrified aircraft and as a consequence of using electrical energy on board the aircraft as the main one.

The authors of the article consider the system: gas turbine engine - electric starter. An algorithm for forming the law of frequency control of the electric starter during the start-up of a gas turbine engine is proposed. The requirements for reliable starting of a gas turbine engine are given and its key characteristics are determined, which are the initial input data for forming the starter control law.

The article proposes and practically considers the formation of an algorithm for determining the frequency control law of an asynchronous starter-generator taking into account external factors that affect electromagnetic processes in the starter during the start-up of a gas turbine engine taking into account the introduced restrictions. The specified algorithm is proposed to be used before applying the a priori multi-criteria optimization procedure for minimum energy losses, which allows for a qualitative analysis of the energy characteristics of an asynchronous electric machine.

The research results allowed us to draw conclusions regarding the possibility of using an asynchronous machine with a squirrel-cage rotor in the electrical starting system of VTA aircraft, taking into account the introduced restrictions.

Keywords: aircraft engine, asynchronous electric machine, concept of a fully electrified aircraft, magnetic circuit, active and reactive resistance of an electric machine, energy efficiency of the launch system.