

КОНЦЕПТУАЛЬНІ АСПЕКТИ РОЗРОБКИ ЕЛЕКТРОМЕХАНІЧНОЇ СИСТЕМИ ЕЛЕКТРИЧНОГО ЛІТАКА. ЧАСТИНА 1. РОЗРАХУНОК І ОБГРУНТУВАННЯ ВИБОРУ ЕЛЕКТРИЧНОГО ДВИГУНА

Захарченко Ю. О., магістрант, Пересада С. М., д.т.н., проф., Пижов В. М., к.т.н., доц.

КПІ ім. Ігоря Сікорського, кафедра автоматизації електромеханічних систем та електроприводу

Вступ. З моменту створення першого літального апарату і до сьогодні, літаки працюють на вуглецевому паливі, яке має високу питому кількість енергії на одиницю маси, забезпечуючи величезну потужність, необхідну для підйому великих комерційних лайнерів для подорожі по всьому світу. Але з скороченням запасів нафти та збільшення викидів парникових газів майбутнє авіації залежить від електричних літальних апаратів. Основні переваги електричних літаків: відсутність викидів CO₂; відсутність акустичного шуму; коефіцієнт корисної дії електроприводу >86% [1]; низька вартість перельоту (~0.2\$/км).

На заміну двигуна внутрішнього згорання та вуглецевого палива використовують електричні двигуни та акумуляторні батареї. В якості тягового електричного двигуна найчастіше використовуються синхронні двигуни з постійними магнітами (СДПМ), які характеризуються високими значеннями коефіцієнту корисної дії, коефіцієнту потужності та покращеними масо-габаритними показниками. Даний тип машин отримав значний розвиток у зв'язку з прогресом в області магнітних матеріалів і напівпровідникової техніки. Їх потужність може варіюватися від ват до кількох сотень кіловат. Так як коефіцієнт корисної дії є максимальним тільки при номінальному навантаженні двигуна, постає проблема в коректному розрахунку потужності, за якою обирають двигун, однак методика розрахунку потужності для літака відсутня в зв'язку з початком розвитку електричного літального транспорту.

Мета роботи. Розробка методики розрахунку необхідної потужності тягового електричного двигуна для літального апарату горизонтального зльоту.

Матеріал і результати дослідження. Політ літака від зльоту до посадки являє собою поєднання різних видів руху. Найбільш тривалим видом руху є прямолінійний політ. Сталим прямолінійним польотом називається такий рух літака, при якому швидкість руху з часом не змінюється за величиною і напрямком. До усталеного прямолінійного польоту відносяться горизонтальний політ, підйом і зниження літака (планерування). Для визначення необхідної потужності двигуна необхідно провести розрахунок на всіх ділянках прямолінійного руху, однак в даній статті буде розглянуто 4 основні ділянки польоту літака: розгін літака, момент відриву літака від злітної смуги, набір висоти та горизонтальний політ. Ділянка посадки не розглядається, так як це не енергозатратна дія по відношенню до всього циклу польоту літака.

Одним з методів розрахунку необхідної потужності літака в усталеному русі є метод тяг Н.Є. Жуковського [2]. Ідея методу полягає в знаходженні потрібного значення тяги двигуна для здійснення обраного режиму польоту, яку

забезпечує встановлена на літальному апараті силова установка. У більшості випадків користуються спрощеним методом тяг, приймаючи такі припущення: потрібна тяга розраховується для прямолінійного усталеного горизонтального польоту (ГП) (тобто кут нахилу літака $\theta = 0$); проекція сили тяжіння суттєво менше ніж аеродинамічна підйомна сила.

На рис.1 зображено сили, які діють на літак під час польоту:

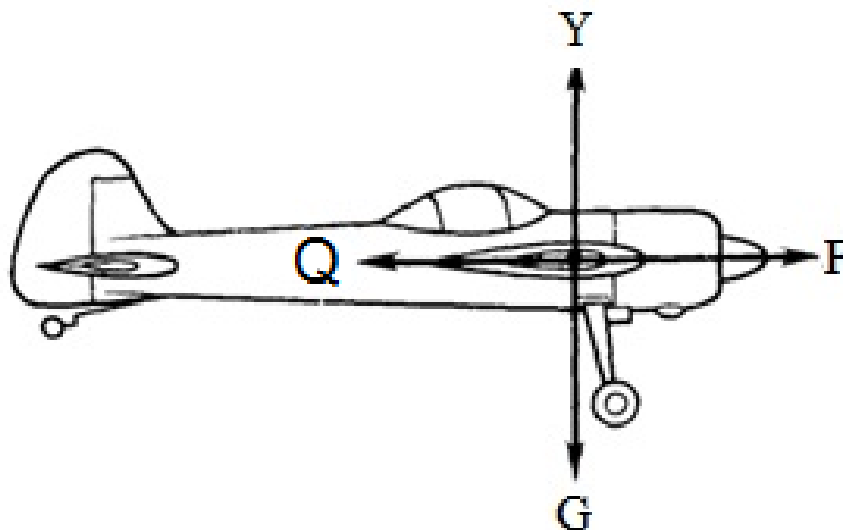


Рисунок 1 – Схема діючих сил на літак в усталеному польоті, X – сила лобового опору, F – сила тяги, Y – підйомна сила, G – вага літака

Під час розгону крім основних сил також діють додаткові сили нормальної реакції землі N та сили тертя F_T . Під час руху на трьох опорах нормальна реакція землі розподілена між переднім та головним колесами, а при русі на головних колесах вона сприймається лише головними. Зважаючи на те, що під час розгону вектор швидкості спрямований уздовж напрямку злітно-посадкової смуги (ЗПС), рівняння руху центру мас літака можна записати, використовуючи другий закон механіки [3]. Тоді система рівнянь матиме вигляд

$$\begin{cases} m\dot{V} = F_p \cos \alpha_p - Q - F_T; \\ F_p \sin \alpha_p + Y + N - G = 0, \end{cases} \quad (1)$$

де α_p – стояночний кут літака, з яким здійснюється розгін, град; m – маса літака, кг; V – лінійна швидкість літака, м/с; F_p – сила тяги, Н; Q – сила лобового опору, Н; Y – підйомна сила, Н, F_T – сила тертя коліс, Н; N – сила нормальної реакції опори, Н, G – вага літака, Н.

Друге рівняння системи (1) можна записати у наступній формі:

$$F_T = fN = f(G - Y - F_p \sin \alpha_p), \quad (2)$$

де f – усереднене значення коефіцієнта тертя, яке залежить від якості поверхні злітно-посадкової смуги [4].

Тоді систему (2) можна записати наступним чином:

$$m\dot{V} = F_p \cos \alpha_p - Q - f(G - Y - F_p \sin \alpha_p). \quad (3)$$

В кінці розгону літак набуває такої швидкості, коли його несучі поверхні створюють підйомну силу, рівну вазі літака, і літак відділяється від землі. Момент відділення літака від землі називається відривом. Підйомна сила літака стає трохи більше сили ваги і літак, відірвавшись від землі, продовжує розгін і переходить в набір висоти.

По досягненні швидкості відриву літак має можливість відділитися від ЗПС. Швидкість відриву визначається як мінімальна швидкість безпечного відділення від ЗПС і вираховується [4] із рівності

$$F_p \sin \alpha_p + Y = G. \quad (4)$$

Підставивши в формулу **Ошибка! Источник ссылки не найден.** п'яте рівняння з системи **Ошибка! Источник ссылки не найден.**, отримуємо формулу швидкості відриву

$$V_{\text{від}} = \sqrt{\frac{2 \cdot (G - F_p \sin \alpha_p)}{C_{y.\text{від}} \rho S}}, \quad (5)$$

де $C_{y.\text{від}}$ – коефіцієнт підйомної сили в точці відриву літака при відкритих закрилках, S – площа крил, м^2 .

Приймаємо, що швидкість обертання двигуна на етапі розгону є максимальною, тоді тяга знаходиться

$$F_p = \alpha_n \rho n_p^2 D^4, \quad (6)$$

де α_n – абсолютний коефіцієнт тяги при нульовій швидкості літака, n_p – частота обертання пропелера, D – діаметр пропелера, м .

Момент опору пропелера при цьому становить

$$M_{c.p} = \frac{\beta_n}{2\pi} \rho n_p^2 D^5, \quad (7)$$

де β_n – абсолютний коефіцієнт моменту при нульовій швидкості літака.

Потужність, яку необхідно створити двигуну буде

$$P_{д.р} = M_{c.p} \omega, \quad (8)$$

де ω – кутова частота обертання двигуна, рад/с .

Підставивши отримані дані в формулу (5) отримуємо значення швидкості відриву.

З огляду на те, що сила тяги в процесі розгону змінюється незначно, а сила лобового опору Q при збільшенні швидкості збільшується приблизно в такій же мірі, в якій зменшується сила F , тому звідси випливає, що прискорення при розгоні зберігається постійним $a_{\text{роз}} = \text{const}$. В реальних умовах середнє прискорення залежить від величини коефіцієнта тертя, який змінюється в залежності від стану злітної смуги.

Прийmemo, що лінійне прискорення літака є сталою величиною [4] і визначається за наступною формулою:

$$a_{\text{роз}} = \frac{V_{\text{від}}^2}{2L_{\text{роз}}}, \quad (9)$$

де $L_{роз}$ – довжина розгону літака (табл. 1).

Для спрощення розрахунків приймаємо, що рух є рівноприскореним, тому при відсутності вітру середній час розгону складає

$$t_{cp} = \frac{V_{від}}{a}. \quad (10)$$

Так як підйом являється поступальним усталеним рухом, то всі сили, які діють на літак, прикладені до його центра мас. Для виконання умови рівномірності та прямолінійності підйому всі сили повинні бути взаємно врівноваженими, тобто, умовою прямолінійності руху при підйомі являється рівність сил

$$Y = G_1 = G \cos \theta. \quad (11)$$

Умовою рівномірності руху літака являється рівність сил, які діють вздовж траєкторії

$$F = Q + G_2 = Q + G \sin \theta. \quad (12)$$

При порушенні одного з цих рівнянь рух не буде прямолінійним і рівномірним, так як невірівноважені сили, які з'явилися, будуть змінювати траєкторію та швидкість літака.

Зі збільшенням кута підйому θ складова ваги G , яка направлена перпендикулярно до траєкторії підйому, зменшується, тому повинна бути і менша врівноважуюча їй підйомна сила Y . При цьому складова ваги G_2 збільшується, що потребує збільшення тяги пропелера. Збільшення ж сили тяги при підйомі можливо тільки при наявності її надлишку.

Тяга, момент опору пропелера та потужність двигуна визначаються з формул (6) – (8) враховуючи абсолютні коефіцієнти тяги та моменту, які змінюються в залежності від лінійної швидкості літака та кутової частоти обертання пропелера.

За рахунок того, що є надлишок сили тяги, який створюється пропелером, використавши умову рівномірності руху літака (11), отримаємо швидкість, яку розвине літак

$$V_{\Pi} = \sqrt{\frac{2(F_{\Pi} - G \sin \theta)}{C_x \rho S}}, \quad (13)$$

де C_x – лобовий опір літака.

Для усталеного горизонтального польоту необхідні дві умови: рівність підйомної сили та ваги літака (умова сталості висоти $H = \text{const}$) та рівність тягової сили та лобового опору (умова сталості швидкості $V = \text{const}$). Ці рівності називаються рівняннями руху для сталого горизонтального польоту. Користуючись цими рівностями, можна визначити швидкість, коефіцієнт підйомної сили, тягу і потужність, потрібні для горизонтального польоту.

Для того щоб літак створив підйомну силу, рівну вазі літака, потрібно, щоб він рухався з певною швидкістю щодо повітряних мас. Для цього потрібно виконати умову сталості висоти, тоді необхідна підйомна сила [5] буде знаходитись за наступною формулою:

$$Y = G = C_y \frac{\rho V_{\text{гп}}^2}{2} S. \quad (14)$$

Перетворивши рівняння (5) можна знайти необхідну швидкість горизонтального польоту у вигляді

$$V_{\text{гп}} = \sqrt{\frac{2 \cdot G}{C_y \rho S}} \quad (15)$$

З формули (15) видно, що зі збільшенням ваги літака швидкість, потрібна для горизонтального польоту, також збільшується, так як для врівноваження більшої ваги потрібна більша підйомна сила, що досягається збільшенням швидкості польоту. Якщо змінювати кут атаки (кут між напрямком швидкості набігаючого на тіло потоку і характерним поздовжнім напрямком, обраним на тілі), то пропорційно змінюватиметься і коефіцієнт підйомної сили C_y , а зміна C_y відбивається на величині потрібної швидкості горизонтального польоту. Чим менше C_y , тим більше повинна бути швидкість польоту.

У горизонтальному польоті підйомна сила дорівнює вазі літака $Y = G$, тоді аеродинамічна якість літака [4] буде визначатись за наступною формулою

$$\frac{Y}{X} = \frac{C_y}{C_x} = \frac{G}{F_{\text{гп}}} = K \quad (16)$$

З формули (16) знаходимо тягу гвинта горизонтального польоту

$$F_{\text{гп}} = \frac{GC_x}{C_y}. \quad (17)$$

Формула показує, що чим менша вага літака і чим більше його якість K , тим менша тяга буде потрібна для горизонтального польоту. Але аеродинамічна якість K залежить від кута атаки, отже, при зміні кута атаки змінюється і потрібна тяга. Тому для визначення потрібної тяги при заданому куту атаки необхідно попередньо знайти відповідне їй K .

Розрахунок потужності двигуна на етапі горизонтального польоту проводиться аналогічно, як і під час розгону та підйому літака.

Після виконаних розрахунків будується діаграма необхідних потужностей двигуна (приклад зображений на рис. 2) під час всього циклу польоту літака (окрім посадки), задавшись максимальною тривалістю польоту.



Рисунок 2 – Діаграма необхідних потужностей двигуна

Аналізуючи даний рисунок можна встановити рекомендації до вибору тягового електричного двигуна, а саме номінальна потужність повинна бути розрахована методом середньоквадратичного моменту (в даному випадку потужностей), в якій враховуються тривалість кожного циклу роботи двигуна. Згідно [7] маємо

$$P_n \geq \sqrt{\frac{1}{t_{\text{цикл}}} \cdot (P_{\text{розгін}}^2 \cdot \frac{t_{\text{розгін}}}{2} + P_{\text{підйом}}^2 \cdot \frac{t_{\text{підйом}}}{2} + P_{\text{г.п.}}^2 \cdot \frac{t_{\text{г.п.}}}{2})}, \quad (18)$$

де $t_{\text{цикл}}$, $t_{\text{розгін}}$, $t_{\text{підйом}}$, $t_{\text{г.п.}}$ – час повного циклу польоту, розгону, підйому та горизонтального польоту літака, с; $P_{\text{розгін}}$, $P_{\text{підйом}}$, $P_{\text{г.п.}}$ – потужність при розгоні, підйому та горизонтальному польоті літака, Вт.

Опираючись на розраховане значення обираємо номінальне значення потужності двигуна зі стандартного ряду моделей з врахуванням того, щоб двигун мав здатність витримувати перевантаження протягом деякого часу (під час підйому чи короткочасного збільшення швидкості вище круїзної).

В табл. 1 представлено параметри літака Т-411 «АИСТ» [8], за якими було проведено розрахунок, а в табл. 2 надано розраховані значення частоти обертання та потужності двигуна, а також необхідної тяги пропелера на різних етапах польоту при заданих лінійних швидкостях літака.

Таблиця 1 – Технічні характеристики літака Т-411 «АИСТ»

Параметр	Значення	Примітка
Розмах крила, м	13.02	
Довжина літака, м	9.45	
Висота літака, м	2.60	
Площа крила, м ²	24.30	
Маса пустого літака, кг	1200	
Максимальна маса літака, кг	1600	
Максимальна швидкість, км/год	240	
Максимальна висота польоту, м	3000	
Екіпаж	4	1 пілот, +3 пасажирів
Довжина розбігу, м	85	
Дистанція взльоту, м (висота 15 м)	240	
Потужність двигуна, кВт	265	1 ПД М-14Х
Максимальна швидкість двигуна, об/хв	3000	
Діаметр гвинта, м	2,6	МТВ-9 3 лопаті
Кут атаки профілю крила, град	4	
Коефіцієнт тяги повітряного гвинта	0.05	

Таблиця 2 – Розраховані значення частоти обертання та потужності двигуна на різних етапах польоту літака

Етап роботи	Лінійна швидкість літака, км/год	Частота обертання двигуна, об/хв	Тяга пропелера, Н	Механічна потужність двигуна, кВт	Примітка
Розгін	97.48	2000	4353	404	Відрив від ЗПС
Підйом ($\delta=6^\circ$)	98.85	2000	3052	344	З відриву від ЗПС
	171.57	2000	3669	373	З усталеного ГП
ГП	193.5	1721.4	2536	206	Номін. швидкість
	220	1957.6	3279	303	Макс. швидкість

Висновки. Розроблена та викладена методика розрахунку потужності двигуна та проведено його розрахунок на етапах розгону, підйому та горизонтального польоту. З отриманих даних встановлюємо: період набору висоти літаком є найтяжчим режимом і вимагає найбільшої потужності від двигуна для забезпечення необхідної тяги літака; період горизонтального польоту є найтривалішим; критерієм вибору номінальної потужності двигуна є забезпечення можливості перевантаження двигуна протягом підйому літака.

Перелік посилань

1. Вплив транспорту на екологію міста [Електронний ресурс] – Режим доступу до ресурсу http://urbanreform.org.ua/wp-content/uploads/2016/09/transport-ukr4_small.pdf
2. Журавченко А. Н. Аэродинамический расчёт самолётов [Текст] / А. Н. Журавченко. – М. : Рипол Классик. – 2013. – 482 с.
3. Касторский В. Е. Основы аэродинамики и динамики полета: учеб. пособ. Рига: Институт транспорта и связи, 2010. 105 с.
4. Павловський М. А. Теоретична механіка: навч. посіб. Київ: Техніка, 2002. 511 с.
5. Динамика полета самолета. Расчет траекторий и летных характеристик. Электронный курс лекций. [Електронний ресурс] / Уклад: В. Л. Балакин, Ю. Н. Лазарев. 3-е изд. Самара 2011. 56с.
6. Propeller efficiency. Rule of thumb. David F. Rogers. [Електронний ресурс] – Режим доступу до ресурсу http://www.nar-associates.com/technical-flying/propeller/cruise_propeller
7. Ключев В.И. Теория электропривода [Текст] / В.И. Ключев. – М. : Энергоатомиздат, 1985. 560 с.
8. Мельников А.К. Современная авиация России [Текст] / А. К.Мельников. – М. : АСТ, Астрель. 2001. 194 с.