

Лекція № 4

4. ВИБІР ПАРАМЕТРІВ ВЕРТОЛЬОТА

4.1. Вихідні дані та обмеження при проектуванні вертольотів

Основним завданням проектування вертольота крім вибору схеми є визначення найвигіднішого поєднання його основних параметрів, що забезпечують виконання заданих у технічному завданні (ТЗ) тактико-технічних вимог (ТТВ), значну частину яких складають умови експлуатації та льотно-технічні характеристики (ЛТХ) майбутньої машини. До вихідних даних слід також віднести ідеї та рішення головного конструктора, досягнутий рівень технічної досконалості конструкцій гелікоптерів та їх агрегатів, а також обмеження, зумовлені наступним:

- загальними ТТВ для гелікоптерів цивільної авіації;
- нормами льотної придатності гвинтокрилих апаратів транспортної категорії АП-29;
- умовами експлуатації та особливостями застосування;
- можливістю використання сучасних конструкційних матеріалів, прогресивних технологічних процесів, нових конструктивних рішень, наявністю та технічним рівнем обладнання тощо;
- методами, методиками та засобами проектування деталей, вузлів, агрегатів та вертольота в цілому.

До тих, що задаються (в ТТВ) ЛТХ відносяться: вантажопідйомність вертольота, дальність його польоту, максимальна і крейсерська швидкості, статична і динамічна стеія, шкоропідйомність і т.д.

При цьому льотно-технічні дані гелікоптерів взаємопов'язані і суттєво залежать від їхньої злітної маси та енергоозброєності. Приклад взаємозв'язку - діаграма транспортних можливостей вертольота, що показує залежність дальності польоту вертольота від кількості вантажу, що їм перевозиться.

Злітна маса вертольота при цьому визначається необхідною статичною стеією. Вертоліт з максимальною злітною масою не має статичної стеіі і злітає з розбігом, а з нормальною злітною масою має задану статичну стеію, а при меншій злітній масі – збільшена статична стеія. При будь-якій злітній масі вертоліт перевозить максимальний вантаж, який визначається обсягом вантажної кабіни або міцністю силового набору фюзеляжу на певну (розрахункову) дальність. При заданій злітній масі вертольота політ на дальність, більшу за розрахункову, виконують зі зменшеним вантажем шляхом відповідного збільшення запасу палива.

Прикладом обмежень, що діють при проектуванні, є вимоги до льотних даних і польотних характеристик гелікоптерів різних категорій, що містяться в нормах авіаційних правил АП-29.

Обмеження, що визначаються умовами експлуатації та особливостями застосування, зводяться до висотно-кліматичних характеристик умов забезпечення польоту та обмежень, що встановлюються посібником з льотної експлуатації (ПЛЕ) гвинтокрилих апаратів при виконанні різного виду робіт.

Параметри ЛТХ вертольота у ТЗ задають у системі умов міжнародної стандартної атмосфери (МСА). В умовах експлуатації, сформульованих у ТЗ, задають можливі відхилення від стандартних параметрів атмосфери (тиску, щільності, температури, вологості) та умови виконання польотів, включаючи характеристику майданчиків базування (барометрична висота, міцність ґрунту, ухили) та параметри польоту (діапазон висот, експлуатаційні швидкості, категорія вертольота за умовами безпеки польоту при відмові одного двигуна).

Кліматичні умови, в яких експлуатують вертольоти, мають найрізноманітніший характер – від клімату пустель (інтенсивна сонячна радіація, піщаний пил, відносна вологість ~ 5 % та коливання температур від -10°C вночі до $+60^{\circ}\text{C}$ вдень) до

арктичного (низька температура $-25... -70^{\circ}\text{C}$), висока відносна вологість $\leq 100\%$ та високий вміст у повітрі крижаного пилу.

До обмежень, зумовлених особливостями застосування гелікоптерів, крім обмежень, що встановлюються ПЛЕ, слід також віднести обмеження, що визначаються призначенням гелікоптерів. Оскільки всі гелікоптери в тій чи іншій мірі працюють на режимі висіння поблизу землі, середнє питоме навантаження ρ на площу, що ометається несучим гвинтом, від якої залежить швидкість потоку, що відкидається гвинтом, повинна бути строго обмежена.

Технічна група обмежень носить дуже різноманітний характер і визначається аеродинамічними, міцнісними, технологічними, конструктивними та іншими міркуваннями. Тому більшість цих обмежень зазвичай розглядають під час проектування окремих частин вертольотів.

Проте існує низка обмежень, загальних всім без винятку вертольотів. До них належить обмеження щодо зриву потоку. Відомо, що при деяких режимах польоту вертольота (політ на великих швидкостях у землі, динамічній стелі, набір висоти, виконання маневрів з великим навантаженням та ін.) на лопатях НГ виникає зрив потоку. Наближення до зриву та зрив потоку з лопатей проявляється у збільшенні шарнірних моментів на лопатях, змінних напруг у них та в бустерній системі управління, у зростанні вібрації вертольота, його розбалансуванні та погіршенні керованості.

Щоб унеможливити польоти на таких режимах, на вертольотах прийнято не перевищувати критичних (допустимих) значень відносного коефіцієнта тяги НГ

$$(t_y)_{\text{доп}} = (C_T/\sigma)_{\text{крт}} \cdot \cos(\alpha_3) \quad (4.1)$$

де C_T – коефіцієнт тяги НГ, σ – коефіцієнт заповнення НГ, α_3 – кут між векторами тяги НГ T і його підйомної сили Y_a . Залежність $(t_y)_{\text{доп}}$ від відносної швидкості польоту $\bar{V} = V/(\omega R)$ при $\omega R = 220$ м/с для одногвинтового вертольота показана на рис. 4.1. Там же представлені рекомендовані значення $(t_{y0})_{\text{max}}$ в залежності від динамічної стелі $H_{\text{дин}}$ вертольота. При значеннях $R \leq 220$ м/с допустимі значення $(t_y)_{\text{доп}}$ можуть бути дещо збільшені.

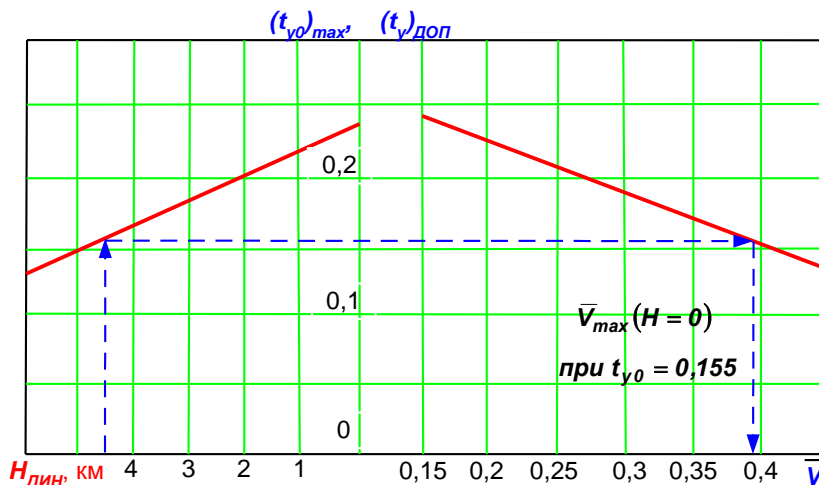


Рис. 4.1. Максимально допустимі значення коефіцієнта тяги $(t_y)_{\text{доп}}$ за характеристикою \bar{V} режиму роботи НГ, обмежені за умов зростання змінних навантажень в системі управління у зв'язку з наближенням до зриву потоку, і рекомендовані значення t_{y0} в залежності від заданої динамічної стелі $(t_y)_{\text{доп}}$ і $(t_{y0})_{\text{max}}$ вертольота одногвинтової схеми при $(\omega R)_0 = 220$ м/с

Важливим технічним обмеженням, що впливає на вибір параметрів і схеми гелікоптерів великої вантажопідйомності, може бути обмеження потужності, що передається конічними парами шестерень головного редуктора вертольота. Максимальна потужність, яка може бути передана конічною парою шестерень за умовами міцності, виходячи з досягнутого технічного рівня, не може перевищувати 5800 кВт. Тому навіть використання багатопотокової схеми головного редуктора при створенні надважких гелікоптерів може призвести до відмови від одновинтової схеми вертольота.

4.2. Вибір основних параметрів вертольота

До основних проектних параметрів вертольота відносяться:

- злітна маса m_0 , кг ;
- діаметр несучого гвинта D , м;
- питоме навантаження на площу p , Па;
- потужність двигуна N , кВт, або енергоозброєність вертольота N , кВт/Н;
- заповнення несучого гвинта σ ;
- окружна швидкість кінців лопатей ωR , м/с, або частота обертання НГ n , об/хв.

Вибір основних параметрів вертольота проводять насамперед із умови забезпечення заданих ЛТХ:

- вантажопідйомності $m_{ГР}$, кг;
- дальності польоту L , км;
- статичної стелі $H_{ст}$, м;
- динамічної стелі $H_{дин}$, м;
- максимальної швидкості польоту V_{max} , км/год;
- крейсерської швидкості польоту $V_{крс}$, км/год;
- скоропідйомності вертольота V_y , м/с.

При цьому в залежності від завдання вихідних даних розрізняють пряму та зворотну задачі проектування.

За прямого завдання вважаються заданими: корисне навантаження (цільове навантаження $m_{цн} = m_{ГР}$), дальність польоту, динамічний та статичний стелі, максимальна та крейсерська швидкості, умови польоту, зльоту та посадки тощо. Потрібно визначити значення злітної маси m_0 , енергоозброєності, питомого навантаження на площу, що ометається несучим гвинтом і т.д.

При зворотній задачі, що виникає при проектуванні вертольота під заданий двигун або при модифікації вже створеного вертольота, злітна маса вважається заданою, так як вона однозначно визначається потужністю двигунів при заданих статичному і динамічному стелі і вибраному навантаженні p на площу, що ометається несучим гвинтом. Шуканими характеристиками, що залежать від параметрів, є маса корисного навантаження при заданій дальності або, навпаки, дальність польоту при заданій масі вантажу, що перевозиться.

На основі відомої формули Вельнера для тяги несучого гвинта

$$T = \left(1,39\eta_0\xi ND\sqrt{\Delta}\right)^{2/3} \quad (4.2)$$

залежність між потужністю та злітною масою вертольота на режимі висіння:

$$N = \frac{(m_0g)\sqrt{p}\bar{T}^{3/2}}{0,5\eta_0\xi\sqrt{\Delta}}, \quad (4.3)$$

де η_0 – відносний ККД несучого гвинта; ξ – коефіцієнт використання потужності; $\bar{\Delta}$ – відносна щільність повітря, $\bar{\Delta} = \rho/\rho_0$; \bar{T} – відносна тяга НГ ($\bar{T} = T(m_0g)$); $N = N_{дв}$ – потужність двигунів, Вт; m_0 – злітна маса гелікоптера, кг.

На режимі висіння відносну тягу несучого гвинта \bar{T} визначають у вигляді

$$\bar{T} = 1 + \Delta\bar{T}, \quad (4.4)$$

де $\Delta\bar{T} = \Delta\bar{T}_K + \Delta\bar{T}_\phi + \Delta\bar{T}_{ГО}$ – відносне збільшення сили тяги НГ, необхідне для подолання аеродинамічного опору крила, фюзеляжу і горизонтального оперення (ГО), що знаходяться в потоці від несучого гвинта.

Для вертольотів одногвинтової та співвісної схем, що мають НГ з прямокутними лопатями та лінійною круткою $\Delta\phi = 5...7^\circ$ згідно з Л.С Вільдгрубе

$$\Delta\bar{T}_K = 0,375\bar{S}_K\bar{L}_K; \quad \Delta\bar{T}_\phi = 0,238\bar{S}_\phi; \quad \Delta\bar{T}_{ГО} = 1,38\bar{S}_{ГО}, \quad (4.5)$$

де \bar{S}_K – відносна площа крила, $\bar{S}_K = S_K/S_{НВ}$, $S_{НВ} = \pi \cdot R^2$; \bar{L}_K – відносний розмах крила, $\bar{L}_K = L_K/R$; \bar{S}_ϕ – відносна площа горизонтальної проекції фюзеляжу, $\bar{S}_\phi = S_\phi/S_{НВ}$; $\bar{S}_{ГО}$ – відносна площа ГО, $\bar{S}_{ГО} = S_{ГО}/S_{НВ}$.

Для двогвинтових вертольотів (поздовжньої та поперечної схем) слід враховувати також втрати на перекриття несучих гвинтів

$$\Delta\bar{T}_{ПЕР} = 0,0667(2 - \bar{x}_{ПЕР}) \text{ при } \bar{x}_{ПЕР} = (x_{ПЕР}/(R_1 + R_2)/2) \leq 2, \quad (4.6)$$

де $x_{ПЕР}$ (або $z_{ПЕР}$ для поперечної схеми) – відстань між осями обертання несучих гвинтів, що мають радіуси R_1 і R_2 .

За допомогою коефіцієнта використання потужності ξ оцінюють втрати потужності двигуна $N_{дв}$ на тертя в трансмісії $\Delta N_{ТР}$, охолодження $\Delta N_{ОХ}$, «гідрравлічні» опори вхідних пристроїв $\Delta N_{ГС}$ і на привід рульового гвинта $\Delta N_{РВ}$:

$$\xi = 1 - \Delta\bar{N}_{ТР} - \Delta\bar{N}_{ОХ} - \Delta\bar{N}_{ГС} - \Delta\bar{N}_{РВ}. \quad (4.7)$$

У першому наближенні приймають:

$$\Delta\bar{N}_{ТР} = \Delta N_{ТР}/N_{дв} = 0,02...0,04;$$

$$\Delta\bar{N}_{ОХ} = \Delta N_{ОХ}/N_{дв} = 0,01...0,02;$$

$$\Delta\bar{N}_{ГС} = \Delta N_{ГС}/N_{дв} = 0,02...0,03;$$

$$\Delta\bar{N}_{РВ} = 0,02...0,04 - 0,12...0,15 \text{ (на режимах горизонтальний}$$

політ; висіння + бічний вітер або розворот щодо вертикальної осі).

На режимі висіння залежно від розмірності одногвинтових вертольотів можна прийняти такі значення ξ : $\xi = 0,81...0,83$ – для середнього вертольота; $\xi = 0,78...0,80$ – для важкого вертольота.

На режимах крейсерського польоту для середнього вертольота $\xi = 0,86...0,88$.

Рівняння (4.3) встановлює чіткий зв'язок між параметрами вертольота і значенням статичної стелі, що характеризується відносною щільністю повітря $\bar{\Delta}$ на цій висоті. Використовуючи вираз (4.3), можна визначити потрібну енергоозброєність вертольота $N = (N/m_0g)_{ст}$, потрібну для висіння на заданій статичній стелі $H_{ст}$ при вибраному значенні ρ , або визначити злітну масу m_0 вертольота під заданий двигун.

Однією з найважливіших характеристик, що визначає льотні якості та маневреність вертольотів, є його скоропідйомність. Оцінку скоропідйомності вертольота найбільш зручно вести по надлишку потужності ΔN , що визначається як різниця між наявною потужністю N_p і потужністю N_B , необхідної для висіння на розрахунковій висоті польоту.

Згідно із запропонованим В.І. Шайдаковим виразом скоропідйомність V_y вертольота може бути визначена за формулою

$$V_y = \frac{2(\Delta\bar{N} + 2\eta_0)\Delta\bar{N}\sqrt{p/(\bar{\Delta}\cdot\zeta)}}{(\eta_0 + \Delta\bar{N})\eta_0}, \quad (4.8)$$

де $\Delta\bar{N} = \Delta N/N$ – відносна надлишкова потужність; ζ – коефіцієнт кінцевих втрат лопатей обертового НГ.

Аналіз виразу (4.8) показує, що з заданої відносної надлишкової потужності $\Delta\bar{N}$ швидкість вертикального зльоту вертольота пропорційна $\sqrt{p/\bar{\Delta}}$. Такий самий висновок можна зробити і щодо скоропідйомності вертольота при наборі висоти по похилій траєкторії.

Для розгляду впливу параметрів вертольота на дальність польоту необхідно встановити зв'язок цих параметрів із кілометровою витратою палива q_T

$$L = m_T / (k_T q_T), \quad (4.9)$$

де m_T – запас палива, кг; L – дальність польоту, км; k_T – коефіцієнт, що враховує 5%-ний аеронавігаційний запас палива (АНЗ), для обліку витрати палива на зльоті, посадці та перехідних режимах; приймають $k_T = 1,12 \dots 1,19$.

Відомо, що кілометрова витрата палива вертольота

$$q_T = \frac{m_0 g c_{екр}}{3,6 k_v \xi K_E}, \quad (4.10)$$

де $c_{екр}$ – питома витрата палива на крейсерському режимі, кг/(кВт·год); K_E – еквівалентна аеродинамічна якість вертольота; ξ – коефіцієнт, що враховує використання потужності та ККД рушія; k_v – коефіцієнт, рівний відношенню швидкості за розкладом V_P до крейсерської швидкості $V_{крс}$.

Коефіцієнт використання потужності на горизонтальних режимах польоту одновинтового вертольота має значення, що відрізняються від значень на режимі висіння. Підставивши (4.10) в (4.9), отримаємо

$$L = \frac{3,6 k_v \xi K_E m_T}{k_T m_0 g c_{екр}}. \quad (4.11)$$

Максимальна дальність польоту при незмінному запасі палива і постійній злітній масі буде у вертольота, що володіє найменшою питомою витратою палива та вищою аеродинамічною якістю.

Еквівалентна аеродинамічна якість вертольота

$$K_E = \frac{m_0 g V}{3,6 N_{гп}}, \quad (4.12)$$

де V – швидкість горизонтального польоту, км/год; $N_{гп}$ – потужність, потрібна для горизонтального польоту, Вт.

Потужність, потрібна для горизонтального польоту (за Л.С. Вільдгрубе)

$$N_{гп} = m_0 g \left(\frac{16,4 p l_E}{V \cdot \bar{\Delta}} + \frac{\omega R m_P}{C_T} + 13,2 \cdot 10^{-3} V^3 \bar{C}_S \bar{\Delta} \right), \quad (4.13)$$

де l_E – коефіцієнт індукції несучого гвинта (див. табл.4.1); m_P/C_T – параметр, що характеризує профільні втрати потужності несучого гвинта; \bar{C}_S – відносний питомий лобовий опір ненесучих елементів вертольоту

$$\bar{C}_S = \kappa_i \Sigma C_x S / (m_0 g). \quad (4.14)$$

Тут k_i – коефіцієнт, що враховує інтерференцію між елементами корпусу і несучими гвинтами; $\Sigma C_x S$ – «шкідливий» опір еквівалентної платівки (табл. 4.1, а також формулу (4.29)).

Укладені в дужки окремі складові формули (4.13) являють собою витрати потужності на подолання індуктивного та профільного опору несучого гвинта і шкідливого лобового опору ненесучих частин вертольота.

Як показали розрахунки, частка цих витрат за різних швидкостях польоту різна. На малих швидкостях польоту найбільші витрати потужності (до **70...75%**) йдуть на подолання індуктивного опору $N_{нд}$, на середніх швидкостях до **45...50%** складають профільні втрати $N_{пр}$ і до **40%** – індуктивні, а на великих швидкостях основні втрати йдуть на подолання профільного та шкідливого опору $N_{вр}$.

Відповідно параметри вертольота слід вибирати з умови підтримки найбільшої аеродинамічної якості K_E на найбільш тривалих і часто повторюваних режимах польоту.

На малих швидкостях польоту гелікоптера необхідно зменшувати індуктивні втрати відповідним підбором форми в плані та крутки лопатей, вибором діаметра НГ і, отже, питомого навантаження p . На середніх та великих швидкостях польоту необхідно більше уваги приділяти підбору профілів перерізів та покращенню чистоти поверхні, зниженню профільних втрат та площі шкідливої платівки $\Sigma C_x S$ для зменшення втрат на подолання лобового опору.

На рис. 4.2 показано значення відносної кілометрової витрати пального $\bar{q} = q/(m_o g)$ в залежності від швидкості польоту V для вертольотів с $m_o = 1,0...60$ т, що мають середньостатистичні значення \bar{C}_s та p , прямокутні лопаті НГ з круткою лопаті $\Delta\phi = 7^\circ$, набір профілів $NACA-23012$, -23009 , -23006 та окружну швидкість кінців лопатей НГ $\omega R = 220$ м/с.

На рис. 4.3 показаний приклад значень відносної витрати палива \bar{q}_{min} та відповідних їм швидкостей польоту $V_{q min}$ для різних злітних мас m_o вертольота. Зі зростанням маси m_o та відповідною зміною $p = m_o \cdot g / S_{НГ}$ при $\bar{C}_s = \kappa_i \Sigma C_x S / (m_o g)$ мінімальне значення відносної кілометрової витрати палива швидко зменшується, а відповідна їй швидкість польоту зростає.

На рис. 4.4 показаний графік значень коефіцієнта максимальної еквівалентної аеродинамічної якості $K_{E max}$ вертольотів (обернено пропорційних відносної кілометрової витрати палива) залежно від маси вертольота m_o .

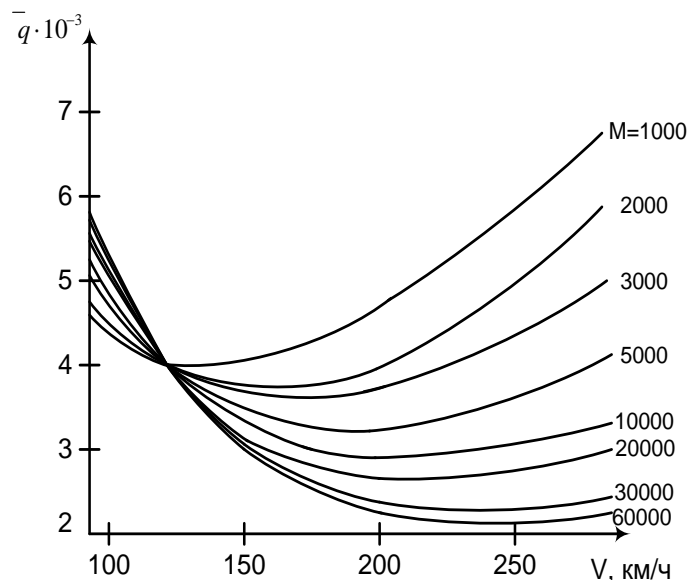


Рис. 4.2. Зміна відносної кілометрової витрати \bar{q} палива за швидкістю V польоту для вертольотів різних вагових категорій

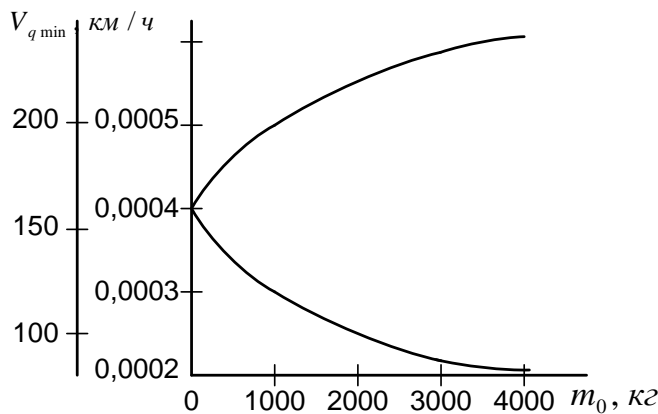


Рис. 4.3. Мінімальні витрати пального \bar{q}_{min} та відповідні їм швидкості польоту вертольота

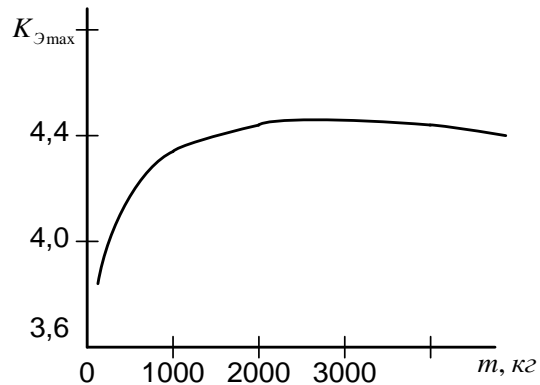


Рис. 4.4. Залежність K_{Emax} вертольотів від їх злітної маси m_0

Отже, основні проектні параметри вертольота взаємопов'язані та безпосередньо впливають на його ЛТХ. Тому процес вибору основних параметрів носить ітераційний характер і здійснюється методом послідовних наближень з урахуванням чинних обмежень та заданої точності обчислень.

Можливо прийнято такий порядок розрахунку параметрів вертольота.

1. Визначення злітної маси гелікоптера.

Задаючи на основі вихідних даних значення маси цільового навантаження $m_{цн}$ та екіпажу $m_{ек}$ та за статистикою значення відносних мас порожнього вертольота $\bar{m}_{пуст}$ і палива \bar{m}_T , розраховують злітну масу вертольота:

$$m_0 = \frac{m_{цн} + m_{ек}}{1 - \bar{m}_{пуст} - \bar{m}_T}. \quad (4.15)$$

З формули (4.11) можна визначити відносну масу палива

$$\bar{m}_T = \frac{k_T g c_{екр} L}{3,6 k_v K_\xi} = k_T \bar{q}_T L, \quad (4.16)$$

де \bar{q}_T – відносна кілометрова витрата палива, кг/(кг·км).

На основі статистики слід задати $c_{екр}$ і K_E , а значення k_v і ξ взяти відповідно до наведених вище рекомендацій.

Сучасні вертольоти середньої вантажопідйомності з ТВД мають відносну кілометрову витрату палива $\bar{q}_T = (2,2...2,4) \cdot 10^{-4}$ кг/(кг·км).

Якщо в ТЗ задана тривалість польоту на економічному режимі, відносну масу палива можна визначити у вигляді

$$\bar{m}_T = 0,007 t \sqrt{p}, \quad (4.17)$$

де t – час польоту, год; p – питома навантаження на площу, що ометається, Па.

Якщо переважним є режим висіння, то

$$\bar{m}_T = 0,012 t \sqrt{p}. \quad (4.18)$$

2. Визначення питомого навантаження на площу НГ, що ометається.

При виборі питомого навантаження p необхідно враховувати призначення вертольота, його вантажопідйомність, кількість двигунів та умови експлуатації. Величина p визначає діаметр НГ та його масу. Причому простежується чітка

тенденція зростання ρ зі збільшенням вантажопідйомності вертольота. Тому необхідно визначити верхню межу питомого навантаження на НГ.

Вертоліт з одним двигуном, при відмові останнього, повинен бути здатний здійснити аварійну посадку в режимі авторотації (самообігу) НГ з вертикальною швидкістю V_y , що не перевищує максимально допустиму швидкість зниження для безпечного зіткнення з посадковим майданчиком.

Оскільки $V_{y, \text{доп}} = 6...8$ м/с, а вертикальна швидкість при польоті в режимі авторотації $V_{\text{авт}} \approx 1,5\sqrt{\rho}$, що відповідає швидкості планування $120...150$ км/год і куту планування трохи більше $10...14^\circ$, то умови $V_{y, \text{доп}} = V_{\text{авт}}$ отримуємо максимально допустимі значення $\rho_{\text{авт}} = 200...250$ Па (тобто $\rho_{\text{авт}} < 280$ Па).

Для двох-, трьох- або багаторукових вертольотів верхню межу визначають залежно від призначення вертольота та обмежень, зазначених вище.

Нижня межа питомого навантаження ρ на НГ визначається співвідношенням зростання маси НГ, з одного боку, та зменшення потрібної енергоозброєності на режимі висіння – з іншого. Тому при виборі питомого навантаження рекомендується приймати значення, близькі до прототипу, та уточнювати їх у процесі наступного параметричного аналізу.

Верхня межа питомого навантаження ρ може бути визначена за емпіричною формулою І.А. Серова, даН/м²:

$$\rho = 2,05m_o^{0,314}. \quad (4.19)$$

При обраному питомому навантаженні ρ і попередньо визначеній злітній масі вертольота m_o знаходять діаметр несучого гвинта, м:

$$D = \sqrt{\frac{4gm_o}{\pi\rho}} \approx 3,534\sqrt{\frac{m_o}{\rho}}. \quad (4.20)$$

3. Визначення окружної швидкості несучого гвинта

При виборі окружної швидкості НГ слід брати до уваги вплив цього параметра на потрібну енергоозброєність та льотні характеристики вертольота на різних режимах польоту. Відомо, що на режимі висіння величина ωR надає помітний вплив на відносний ККД несучого гвинта η_o і, отже, на потрібну енергоозброєність. Чим менше ωR , тим менша потужність потрібна для висіння вертольота на заданій стелі. Оскільки зменшення ωR має свої межі, при заданих потужності двигуна і статичній стелі, та вибраних значеннях D і коефіцієнта заповнення σ існує оптимальне значення ωR , що забезпечує максимальну тягу НГ.

На режимах горизонтального польоту величина ωR впливає на льотні характеристики, обумовлені явищами стисливості і зриву.

Мірою впливу стисливості на характеристики НГ є число Маха на кінці лопаті (лопаті, що йде назустріч набігаючому потоку, обумовленому горизонтальною швидкістю польоту):

$$M = \frac{(V + \omega R)}{a} = M_o(1 + \bar{V}), \text{ звідки } V = aM\left(\frac{\bar{V}}{1 + \bar{V}}\right), \quad (4.21)$$

де a – швидкість звуку; $\bar{V} = V/\omega R$; $M_o = \omega R/a$.

Допустиме значення M не повинно бути більше певної величини $M_{\text{кр}}$, при якій на лопатях НГ з'являються стрибки ущільнення та різко збільшується профільний опір. На сучасних гелікоптерах $M_{\text{кр}} < 0,92...0,95$ (виняток становить вертоліт Westland G-Lynx, у якого $M_{\text{кр}} = 0,97$).

Задаючись значеннями M і \bar{V} , (4.21) можна визначити

$$\omega R = aM / (L + \bar{V}). \quad (4.22)$$

і побудувати графік граничних значень $\omega R = f(V)$ (рис. 4.5).

На великих швидкостях польоту, та/або зі збільшенням висоти, коли крім стисливості починає позначатися зрив потоку на лопаті, що відступає, з метою зменшення C_T і віддалення зриву рекомендується збільшувати ωR . Тому за виборі окружної швидкості НГ зазвичай використовують можливість газотурбінних двигунів змінювати частоту обертання вільної турбіни у діапазоні **10...12%**, тобто

$$n_{max}/n_{min} = 1,1 \dots 1,12.$$

При цьому приймають величину ωR на режимі висіння рівною оптимальному значенню (для заданих ρ і σ), яке за статистикою дорівнює значенням: для важких вертольотів $\omega R = 200 \dots 230$ м/с;

для середніх – $\omega R = 200 \dots 210$ м/с;

для легких – $\omega R = 180 \dots 200$ м/с.

У крейсерському польоті вертольота на висоті **500 м** з метою зменшення потрібної потужності зменшують ωR на **3...5%**, а на режимі максимальної швидкості або при польоті на динамічній стелі для віддалення зриву потоку з лопатей НГ збільшують ωR на **5...6%**. За обраною величиною ωR визначають частоту обертання несучого гвинта

$$n = 30\omega R / (\pi R). \quad (4.23)$$

Максимально допустима частота обертання НГ у польоті на всіх режимах обмежується умовами:

- забезпечення міцності головного редуктора, втулки, автомата перекосу та лопатей по відцентровим силам, що може призвести до збільшення їхньої маси;
- запобігання хвильовій кризі на кінці випереджальних лопатей НГ при польоті вертольота на великих висотах і швидкостях;
- забезпечення достатнього запасу з флаттера лопатей НГ;
- обмеження величини та частоти трясіння вертольота;
- різкого зростання рівня вібрацій та змінних напруг у лопатях НГ у зв'язку з нестационарністю характеру розвитку хвильової кризи;
- початку різкого збільшення потужності, необхідної для обертання НГ.

4. Визначення коефіцієнта заповнення несучого гвинта

Як зазначалося вище (4.1), умова відсутності зриву на несучому гвинті

$$C_T / \sigma \leq (C_T / \sigma)_{KP}. \quad (4.24)$$

Оскільки при вибраних значеннях ρ і відомої щільності повітря ρ на заданій висоті польоту коефіцієнт тяги визначається однозначно

$$C_T = 2\rho / (\rho(\omega R)^2), \quad (4.25)$$

то забезпечити умову (4.24) можна лише відповідним вибором σ

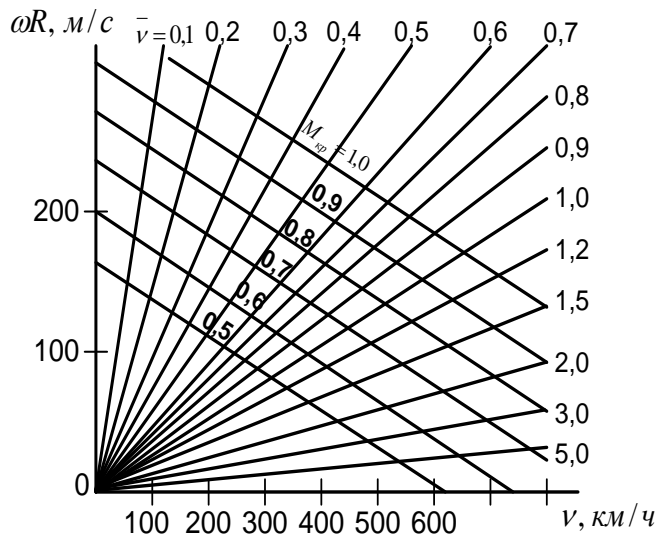


Рис. 4.5. Діаграма залежності ωR лопаті від швидкості польоту V для різних значень M_{KP} і \bar{V}

$$\sigma = \frac{C_T}{(C_T/\sigma)_{кр}} = \frac{2\rho}{\rho(\omega R)^2 (C_T/\sigma)_{кр}} \quad (4.26)$$

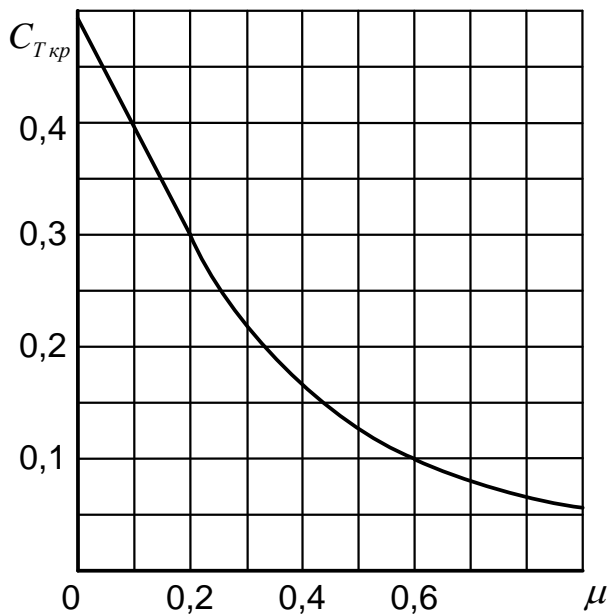


Рис. 4.6. Зміна критичних значень $\bar{C}_{Tкр}$ по умові зриву щодо відносної швидкості польоту вертольота \bar{V}

Значення $(C_T/\sigma)_{кр} = \bar{C}_{Tкр}$ можна визначити залежно від $\mu = \bar{V} \cos \alpha_3$ (рис. 4.6).

При цьому \bar{V}_{max} знаходять за рис. 4.5. Таке поєднання дозволяє при виборі параметрів НГ врахувати одночасно явища зриву і стисливості потоку повітря.

Показані на рис. 4.6 дані добре узгоджуються з результатами випробувань гвинтів в аеродинамічних трубах і в польоті поблизу землі (при $H = 500$ м). Щоб врахувати зрив потоку на динамічній стелі, слід звернутися до рис. 4.1. Приймаючи $C_T \approx C_y$ НГ і задаючись висотою динамічної стелі $H_{дин}$ по лівій стороні графіка (рис. 4.1), можна визначити допустимі значення $(C_T/\sigma)_{max}$, які і приймають як $(C_T/\sigma)_{кр}$.

Необхідно врахувати, що збільшення коефіцієнта σ , що призводить до віддалення зриву на максимальній швидкості польоту, призводить до збільшення маси НГ і зменшення вагової віддачі вертольота. Підвищення σ може здійснюватися збільшенням: хорди b лопатей при незмінній їх кількості z (або числа z при незмінній відносній хорді). Надмірне збільшення хорди лопаті призводить до зростання шарнірних моментів $M_{ш}$ та навантажень у ланцюзі управління НГ.

Тому на несучих гвинтах, що мають шарнірне кріплення лопатей, частіше йдуть на збільшення кількості лопатей, встановлюючи коефіцієнт заповнення, що припадає на одну лопать в діапазоні

$$\sigma / z = 0,016 \dots 0,022.$$

Оптимальну кількість лопатей при цьому визначають з урахуванням інших факторів, що впливають на умови експлуатації та безпеку польоту (авторотація, рівні вібрацій, шуму тощо). Реальне заповнення лопатями ометаної площі $S_{NB} = \pi \cdot R^2$ залежить від кількості лопатей z та їх форми в плані – характеризується коефіцієнтом заповнення

$$\sigma = \frac{z S_{л}}{\pi R^2} = \frac{z b_{0,7}}{\pi R} = \frac{z}{\pi \lambda_{CP}}, \quad (4.27)$$

де $S_{л}$ – площа лопаті в плані, $S_{л} = b_{0,7} \cdot R$; $b_{0,7}$ – хорда лопаті в перерізі $r = 0,7R$; λ_{CP} – середнє подовження лопаті, $\lambda_{CP} = R/b_{0,7}$.

5. Визначення необхідної енергоозброєності – відношення необхідної потужності двигунів до ваги вертольота $N = N / (m_0 g)$ – відбувається в результаті розрахунку та зіставлення потрібної енергоозброєності на різних розрахункових (екстремальних або характерних) режимах польоту. Як найбільш напружені режими польоту зазвичай розглядають:

- висіння на статичній стелі;

- політ із максимальною швидкістю на висоті $H = 500$ м;
- політ на динамічній стелі з економічною швидкістю;
- політ вертольота при відмові одного двигуна (горизонтальний політ або продовжений зліт).

Величина потрібної енергоозброєності для режиму висіння на заданій статичній стелі, як зазначалося, при обраному значенні ρ може бути визначена за допомогою формули (4.3):

$$N_{HCT} = (N/m_o g)_{HCT} = \sqrt{\rho} \cdot \bar{T}^{3/2} / (0,5\eta_o \xi \sqrt{\Delta}).$$

Для розрахунку потрібної енергоозброєності на горизонтальних режимах польоту необхідно провести аеродинамічний розрахунок вертольота з метою визначення витрат потужності на подолання профільного та індуктивного опору несучої системи та шкідливого (лобового) опору несучих частин вертольота. Такий розрахунок досить складний і потребує великої кількості вихідної інформації, яка на ранніх стадіях проектування ще відсутня. Тож перших попередніх розрахунків потрібної енергоозброєності можна скористатися наближеним методом аеродинамічного розрахунку, запропонованим Л.С. Вільдгрубе. Відповідно до цього методу відносна потужність, потрібна для горизонтального польоту вертольота без крила, може бути визначена за формулою, аналогічною (4.13):

$$N_{гп} = 16,4 \cdot 10^{-3} \omega R (1 + 7,08 \cdot 10^{-8} V^3) + \frac{16,4 \rho l_2}{V} + 13,2 \cdot 10^{-3} \bar{C}_s V^3, \quad (4.28)$$

де $N_{гп}$ – потужність, потрібна для горизонтального польоту, Вт.

Коефіцієнт індукції I_E НГ із прямокутними лопатями, що мають крутку $\Delta\phi = 7^\circ$, залежно від швидкості польоту вертольота наведено в табл. 4.1.

Таблиця 4.1

Коефіцієнти індукції несучих гвинтів

V, км/год	150	200	250	300	350	400	Схема вертольота
I_E	1,09	1,10	1,12	1,18	1,28	1,38	Одногвинтова

Відносний лобовий опір проектованого вертольота \bar{C}_s (4.14) може бути визначений шляхом поелементного розрахунку шкідливого опору всіх ненесучих частин вертольота. На початкових стадіях попереднього проектування можна використовувати результати статистичного аналізу та прогнозу технічного розвитку гелікоптерів. У табл. 4.2 наведено значення, які отримані за матеріалами експериментальних та розрахункових досліджень.

Таблиця 4.2

Відносний лобовий опір вертольотів

m_o , т	2,5	5,0	10	20	30	40	50	Гвинтокрил
$\bar{C}_s \cdot 10^3$	0,61	0,46	0,37	0,29	0,25	0,22	0,2	1960 р. створення
	0,38	0,3	0,25	0,18	0,15	0,14	0,12	З покращеною формою
	0,24	0,2	0,17	0,13	0,11	0,09	0,086	Перспективні

Величину $\Sigma C_x S$ можна також обчислити за емпіричною формулою І.А. Серова

$$\Sigma C_x S = 0,018 m_o^{0,5646} \quad (4.29 \text{ а})$$

або за формулою
$$\Sigma C_x S = k_{C_x} m_o^{0,5364}, \quad (4.29 \text{ б})$$

де $k_{cx} = 0,018$ – для вертольотів з неприбраним шасі; $k_{cx} = 0,0174$ – для гелікоптерів з прибраним шасі; $k_{cx} = 0,0102$ – для перспективних гелікоптерів; $k_{cx} = 0,00601$ – для гелікоптерів-літаків.

Економічна швидкість польоту $V_{ЕК}$, км/год, при якій відбувається політ на динамічній стелі і при відмові одного двигуна, може бути знайдена з умови $N_{гпmin}$ за наступною залежністю:

$$V_{ЭК} = 260 \sqrt{(p \cdot I_э) / (\omega R + 11,4 \cdot 10^6 \bar{C}_s \bar{\Delta})}. \quad (4.30)$$

Потрібну енергоозброєність при максимальній швидкості польоту розраховують при заданих у технічному завданні значеннях V_{max} , а при польоті на динамічній стелі – для заданих значень $H_{дин}$. Потрібна енергоозброєність для вертольотів категорії **B** (не менше двох двигунів), необхідна для забезпечення зльоту та польоту за маршрутом при відмові одного двигуна, визначається за умови забезпечення горизонтального польоту при найвигіднішій швидкості польоту V_E , що відповідає найбільшій скоропідйомності

$$\left(\frac{N}{m_o g} \right)_{взл}^{пp} = \left(\frac{N}{m_o g} \right)_{V_э} \cdot \frac{n_d}{n_d - 1}, \quad (4.31)$$

де n_d – кількість двигунів.

Для вертольотів категорії **A** (один двигун) потрібна енергоозброєність визначається за умови забезпечення скоропідйомності $V_y \geq 0,5$ м/с за безпечної швидкості польоту, яку можна прийняти рівною економічною швидкістю.

6. Вибір двигуна

В якості силової установки в більшості випадків (на середніх і важких вертольотах) використовують двовальні (зі вільною турбіною) газотурбінні двигуни (ГТД, ТВД), що володіють у порівнянні з поршневими (ПД) меншими габаритними розмірами і питомою масою, що є більш простими і надійними в експлуатації. Використання ПД обмежене лише легкими спортивними або тренувально-зв'язковими вертольотами, оскільки для цієї вагової категорії поки що не створено ГТД із прийнятними характеристиками. Турбувальний двигун (ТВаД) – має хорошу стійкість роботи при невеликих (в межах 10...12%) змінах частоти обертання вільної турбіни, що використовують при виборі окружних швидкостей несучого гвинта на різних режимах польоту.

При виборі двигуна необхідно визначити його максимальну наведену потужність N , достатню для забезпечення всіх льотних характеристик гелікоптера, заданих у ТЗ. Це пов'язано, перш за все, з використовуваним режимом роботи двигуна на розрахункових режимах польоту, а також з його висотною, температурною і швидкісною характеристиками. Режим роботи двигуна значною мірою визначається тривалістю польоту, оскільки злітний та номінальний режими роботи двигуна обмежені за часом (~5 хв та ~1 год, відповідно). Крім того, доводиться враховувати зміну характеристик двигуна (потужність та питома витрата палива) залежно від висоти, швидкості польоту та температури навколишнього повітря.

Для врахування всіх цих факторів при виборі потрібної потужності двигуна розрахункові дані для екстремальних режимів польоту слід призвести до умов міжнародної стандартної атмосфери на висоті $H = 0$. При цьому значення наведеної потрібної потужності для чотирьох режимів польоту, що розглядаються, визначають у вигляді:

$$\left(\frac{N}{m_0 g}\right)_{H_{CT}}^{PP} = \frac{(N/m_0 g)_{H_{CT}}}{\bar{N}_H \bar{N}_T}; \quad \left(\frac{N}{m_0 g}\right)_{V_{max}}^{PP} = \frac{(N/m_0 g)_{V_{max}}}{\bar{N}_H \bar{N}_T \bar{N}_V \xi_{V_{max}}}; \quad (4.32)$$

$$\left(\frac{N}{m_0 g}\right)_{H_{ДИН}}^{PP} = \frac{(N/m_0 g)_{H_{ДИН}}}{\bar{N}_H \bar{N}_T \bar{N}_V \bar{N}_{НОМ} \xi_V}; \quad \left(\frac{N}{m_0 g}\right)_{ВЗЛ}^{PP} = \frac{(N/m_0 g)_{ВЗЛ}}{\bar{N}_H \bar{N}_T \bar{N}_V \xi_V}. \quad (4.33)$$

Функції \bar{N}_H , \bar{N}_T , \bar{N}_V , що характеризують зміну потужності по висоті, температурі навколишнього повітря та швидкості польоту, досить добре описуються наступними емпіричними залежностями:

$$\begin{aligned} \bar{N}_H &= 1 - 0,0695 (H/1000); \\ \bar{N}_T &= 1,1 - 0,0066 \cdot t; \\ \bar{N}_V &= 1 + 5,5 \cdot 10^{-7} \cdot V^2, \end{aligned} \quad (4.34)$$

де H – висота польоту, м; t – температура повітря, °C; V – швидкість польоту, км/год; \bar{N} – ступінь дроселювання двигунів, $\bar{N} = N/N_{ВЗЛ}$.

Двигун вибирають за найбільшим значенням наведеної потрібної потужності N_{PP} і за величиною злітної маси m_0 вертольота:

$$N_{ДВ} = \frac{1}{n} (N/m_0 g)_{max}^{PP} \cdot (m_0 g), \quad (4.35)$$

де n – кількість двигунів.

За значенням $N_{ДВ}$ підбирають реальний двигун, потужність якого не повинна бути нижчою від цього значення. Якщо злітна потужність реальних двигунів значно відхиляється від найбільшої наведеної потрібної потужності, необхідно виходячи з потужності реальних двигунів скоригувати злітну масу, корисне навантаження і дальність польоту, а також змінити вибрані параметри та льотно-технічні характеристики вертольота.

У більшості випадків у технічному завданні на вертоліт, що створюється, вказують тип, число і потужність двигунів, які слід встановити на гелікоптері. У цьому випадку за максимальною наведеною потрібною потужністю вертольота з формули (4.35) можна визначити максимально допустиму злітну масу m_0 вертольота та, провівши ваговий розрахунок, розрахувати корисне навантаження при заданій дальності або тривалості польоту. При цьому характеристики \bar{N}_H , \bar{N}_T , \bar{N}_V , γ , c_e та інші слід брати з паспорта заданого двигуна.

Потрібна потужність вертольота великою мірою залежить від режимів польоту. Наявна потужність двигуна в робочому діапазоні швидкостей польоту гелікоптера мало залежить від швидкості польоту. Різна залежність наявної та потрібної потужності від швидкості польоту дозволяє, узгодивши параметри двигуна і вертольота на режимі висіння, мати в інших режимах польоту запас наявної потужності. При цьому, якщо двигун на режимі висіння працює на злітному режимі, то на інших режимах польоту потрібна потужність забезпечуватиметься, наприклад, при крейсерських режимах роботи двигуна.

Якщо при виборі двигуна є кілька двигунів з однаковою злітною потужністю і одного технічного рівня, перевагу слід віддавати двигуну, що має кращі питомі характеристики c_e і γ . Ці показники істотно впливають на дальність польоту і величину корисного навантаження вертольота.