

Лекція № 6

ОПТИМІЗАЦІЯ ПАРАМЕТРІВ ВЕРТОЛЬОТА ЗА КРИТЕРІЮ ЙОГО ЗЛІТНОЇ МАСИ

Розглянуто завдання вибору параметрів вертольота одновинтової схеми на етапі технічної пропозиції.

В основу вибору параметрів вертольота покладено рівняння існування ЛА, що дозволяється відносно m_0 для різних значень ρ (питомого навантаження на ометану НГ площу), за умови виконання вертольотом заданих ЛТХ з урахуванням основних обмежень щодо впливу стисливості та зриву потоку на НВ, за питомим навантаженням тощо.

Як цільову функцію обраний мінімум m_0 , оскільки цей критерій характерний для процесу проектування і відображає вагову досконалість конструкції. Обмеженнями завдання є:

- коефіцієнт заповнення σ , що приймається з умови недопущення зриву потоку з лопатей НГ при польоті на V_{max} біля землі та на $H_{дин}$;
- окружна швидкість НГ ωR , вибирається з урахуванням впливу стисливості потоку на кінці лопаті, що наступає, і зриву потоку на відступає;
- потужність силової установки вертольота для найбільш навантажених режимів польоту (наприклад, $N_{взл}$);
- задані ЛТХ вертольота ($m_{цн}$, L , $V_{крс}$, V_{max} , $H_{ст}$ і $H_{дин}$);
- діапазон варіювання ρ , обмежений її граничними значеннями.

Вибір параметрів вертольота проводиться на прикладах гелікоптерів одновинтової схеми, хоча методика пропонованого підходу справедлива для інших схем гелікоптерів. Алгоритми розрахунків орієнтовані на вибір параметрів легких, середніх і важких вертольотів. Процес вибору є ітераційним. Кількість наближення визначається допустимою похибкою обчислення m_0 .

Вибір ρ як варійований параметр при визначенні m_0 вертольота зумовлений її впливом на багато параметрів і характеристик вертольота: розміри несучої системи та вертольота, вертикальної швидкості зниження вертольота при плануванні на режимі самообігу НГ, енергетичної якості, енергоозброєності вертольота, годинної та кілометрової витрати палива і так далі.

Першим завданням проектування є формування зовнішнього вигляду вертольота, тобто вибір схеми та визначення найбільш доцільного поєднання основних параметрів вертольота та його систем, що забезпечують виконання ТТВ та високі показники ефективності застосування. Основу ТТВ значною мірою складають ЛТХ майбутньої машини, що задаються: маса вантажу $m_{цн}$, що перевозиться на задану дальність L , маса екіпажу $m_{ЕК}$, статична стеля $H_{ст}$, динамічна стеля $H_{дин}$, максимальна швидкість польоту V_{max} .

Крім ЛТХ при проектуванні враховують також вагову категорію та основне призначення проектованого вертольота, номенклатуру та габаритні розміри вантажів, що транспортуються.

Основні параметри вертольота, зумовлені під час його проектування, були перераховані раніше. Основні параметри вертольота вибирають насамперед із умови забезпечення заданих ЛТХ.

1. Рівняння існування вертольота

Вертолiт характеризується безліччю параметрів, що є виразом загальних, спеціальних, конструктивних, технологічних, монтажних та інших вимог. Реалізація цих вимог для прийнятої масової класифікації при їхній оглядовості виражається

для різних схем у загальному вигляді рівнянням балансу мас, з якого злітна маса вертольота при варіюванні питомого навантаження P :

$$m_0 = \frac{m_{ц.н} + m_{эк} + m_{об}}{1 - \bar{m}_{пл}(P) - \bar{m}_{с.у}(P) - \bar{m}_T(P)}, \quad (1)$$

де $\bar{m}_{пл}(P)$, $\bar{m}_{с.у}(P)$, $\bar{m}_T(P)$ - формули для визначення відносних мас конструкції планера, силової установки і палива.

Відмінності між схемами гелікоптерів починають виявлятися як різної структури доданків $\bar{m}_{пл}(P)$ і $\bar{m}_{с.у}(P)$. При цьому рівняння балансу мас стає рівнянням існування вертольота у зв'язку з різними фізичними принципами, закладеними у конструктивне виконання його агрегатів.

Нижче розглянуті структури доданків $\bar{m}_{пл}(P)$ і $\bar{m}_{с.у}(P)$ для гелікоптерів одногвинтової схеми.

Одногвинтова схема вертольота з кермовим гвинтом:

$$\bar{m}_{пл}(P) = \bar{m}_ф(P) + \bar{m}_{кр}(P) + \bar{m}_{в.о}(P) + \bar{m}_{г.о}(P) + \bar{m}_ш(P) + \bar{m}_{р.у}(P) + \bar{m}_{б.у}(P), \quad (2)$$

$$\bar{m}_{с.у}(P) = \bar{m}_{дв.с}(P) + \bar{m}_в(P) + \bar{m}_{тр}(P), \quad (3)$$

$$\bar{m}_в(P) = \bar{m}_л(P) + \bar{m}_{вм}(P) + \bar{m}_{л.р.в}(P) + \bar{m}_{вм.р.в}(P), \quad (4)$$

$$\bar{m}_{тр}(P) = \bar{m}_{гл.р}(P) + \bar{m}_{п.р}(P) + \bar{m}_{х.р}(P) + \bar{m}_{т.в}(P), \quad (5)$$

де $\bar{m}_ф(P)$, $\bar{m}_{кр}(P)$, $\bar{m}_{в.о}(P)$, $\bar{m}_{г.о}(P)$, $\bar{m}_ш(P)$, $\bar{m}_{р.у}(P)$, $\bar{m}_{б.у}(P)$ - відносні маси фюзеляжу, крила, вертикального та горизонтального оперень, шасі, ручного та бустерного управліннь відповідно;

$\bar{m}_{дв.с}(P)$, $\bar{m}_в(P)$, $\bar{m}_{тр}(P)$ - відносні маси двигуна та систем, що обслуговують двигун, гвинтів та трансмісії відповідно;

$\bar{m}_л(P)$, $\bar{m}_{вм}(P)$, $\bar{m}_{л.р.в}(P)$, $\bar{m}_{вм.р.в}(P)$ - відносні маси лопатей та втулки несучого гвинта, лопатей та втулки рульового гвинта відповідно;

$\bar{m}_{гл.р}(P)$, $\bar{m}_{п.р}(P)$, $\bar{m}_{х.р}(P)$, $\bar{m}_{т.в}(P)$ - відносні маси головного, проміжного і хвостового редукторів і трансмісійних валів відповідно.

Необхідно також відзначити, що рівняння існування визначає лише характер зміни відносної маси будь-якого агрегату прийнятному діапазоні зміни питомої навантаження P . А рівень P , що підлягає реалізації, залишається невідомим. Тут слід вдатися до екстремуму критерію ефективності застосування гелікоптера, де похідна критерію змінює знак.

2. Визначення злітної маси вертольота у першому наближенні

Укрупнене уявлення структури маси вертольота дає вираз для обчислення злітної маси в першому наближенні m'_0 :

$$m'_0 = \frac{m_{эк} + m_{цн}}{1 - \bar{m}'_{пуст} - \bar{m}'_T} = \frac{m_{эк} + m_{цн}}{k - \bar{m}'_T}. \quad (6)$$

Величина $m_{цн}$ зазначена у завданні на проектування, у разі потреби її розраховують. Масу $m_{ЕК}$ визначають, враховуючи призначення, умови базування та експлуатації, варіант застосування вертольота (чисельність екіпажу встановлюють у процесі розробки ТТВ); \bar{k} - коефіцієнт вагової віддачі за повним навантаженням, $\bar{k} = 1 - \bar{m}'_{пуст}$ (де $\bar{m}'_{пуст}$ визначають за статистичними даними). Відносну масу палива \bar{m}'_T визначають за формулою $\bar{m}_T = \bar{q}_T L + 0,33\bar{Q}_y$ та її розшифровкам.

Визначення злітної маси вертольота у другому наближенні m''_0 вимагає обчислення ряду інших його параметрів: питомого навантаження p на площу НГ, що омітається, радіуса НГ R , коефіцієнта заповнення НГ σ , вибору профілю лопаті і окружної швидкості кінця лопаті НГ ωR .

Приймають з урахуванням рекомендацій та обмежень, що

$$p = \sum_{i=1}^n p_i / n, \quad (7)$$

де p_i – питома навантаження для i -го вертольота-прототипу; n – кількість вертольотів у вибірці.

Радіус НГ R знаходять за результатом рішення співвідношення (лекція № 5).

Коефіцієнт σ вибирають з умови недопущення зриву потоку з лопатей НГ при польоті на V_{max} у землі і на динамічній стелі. Для цього величина відношення C_T / σ на цих режимах польоту не повинна перевищувати деяких допустимих значень:

$$(C_T / \sigma)_{V_{max}}^{доп} = \begin{cases} 0,297 - 0,36 \cdot \bar{V}_{max}, & \text{при } \bar{V}_{max} < 0,4, \\ 0,297 - 0,36 \cdot \bar{V}_{max} - 3,5(\bar{V}_{max} - 0,4)^2, & \text{при } \bar{V}_{max} \geq 0,4; \end{cases} \quad (8)$$

$$(C_T / \sigma)_{дин}^{доп} = 0,297 - 0,36 \cdot \bar{V}_{дин}^{ЭК}. \quad (9)$$

У (8), (9) і нижче: $\bar{V}_{max} = V_{max} / (3,6 \omega R)$; $\bar{V}_{дин}^{ЭК} = V_{дин}^{ЭК} / (3,6 \omega R) \approx 0,2 \dots 0,25$;

(V_{max} і $V_{дин}^{ЭК}$ – в км/год, ωR – в м/с); $V_{дин}^{ЭК}$ – економічна швидкість вертольота на $H_{дин}$.

З урахуванням обмеження щодо стисливості потоку на азимуті $\psi = 90^\circ$

$$\omega R = a \cdot M_{90} - V_{max} / 3,6, \quad (10)$$

$$M_{90} \leq M_{доп}; M_{доп} \approx M_{кр} + 0,1, \quad (11)$$

де $M_{кр}$ - критичне значення числа M , при якому місцева швидкість обтікання профілю лопаті НГ хоча б в одній точці поверхні профілю стає рівною швидкості звуку a . Коли $M_{90} = M_{кр}$, вплив стисливості практично відсутній. У цьому

відношення C_T / σ має перевищувати допустиму величину $(C_T / \sigma)^{доп} = f(\bar{V})$

(рис.1), що є мірою оцінки впливу зриву потоку.

У першому наближенні окружну швидкість НГ можна прийняти рівною:

$$\omega R = \begin{cases} 180 \dots 200 \text{ м/с} & \text{при } m_0 < 10 \text{ т}, \\ 200 \dots 210 \text{ м/с} & \text{при } 10 \text{ т} \leq m_0 \leq 25 \text{ т}, \\ 220 \dots 230 \text{ м/с} & \text{при } m_0 > 20 \text{ т}. \end{cases} \quad (12)$$

Обчисливши коефіцієнти тяги НГ під час польоту вертольота біля землі

$$C_{T_0} = 1,63\rho / (\omega R)^2 \quad (13)$$

і на динамічній стелі польоту

$$C_{T_{дин}} = 1,63\rho / ((\omega R)^2 \bar{\Delta}_{дин}), \quad (14)$$

де $\bar{\Delta}_{дин}$ - відносна щільність повітря на висоті $H_{дин}$, отримаємо відповідні необхідні для цих режимів значення σ :

$$\sigma_{V_{max}} = C_{T_0} / (C_T / \sigma)_{V_{max}}^{доп}; \quad (15)$$

$$\sigma_{дин} = C_{T_{дин}} / (C_T / \sigma)_{дин}^{доп}. \quad (16)$$

Розмір коефіцієнта заповнення НГ призначається за найбільшим значенням:

$$\sigma_{V_{max}} \text{ або } \sigma_{дин}. \quad (17)$$

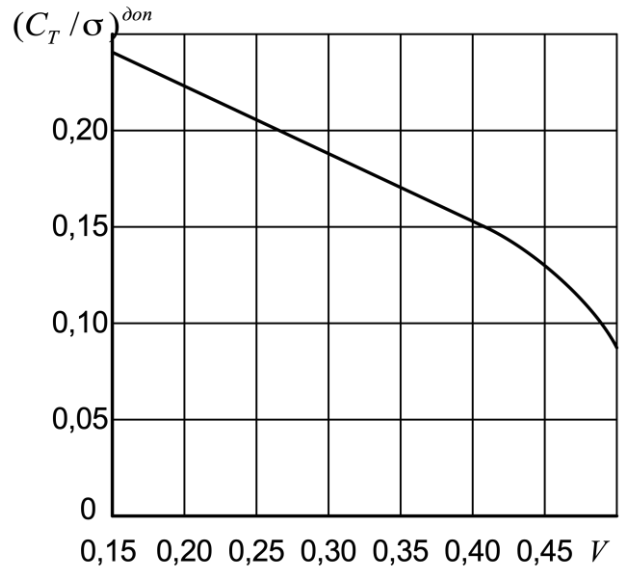


Рис. 1. Залежність $(C_T / \sigma)^{доп} = f(\bar{V})$

3. Визначення злітної маси вертольота у другому наближенні

Склад обладнання, що визначається призначенням вертольота, має бути відомий до початку розрахунку маси другого наближення. Величини мас комплектуючих обладнання беруть з каталогів або з комплектації вертольотів - прототипів, або з перспективних даних розробок обладнання. Масу екіпажу (залежно від його чисельності) розраховують за існуючими нормами.

Таким чином, маси $m_{ЕК}$, $m_{ЦН}$, $m_{ОБ}$ відомі, а відносні маси \bar{m}_K , $\bar{m}_{СУ}$, \bar{m}_T підлягають розрахунковому визначенню. Після чого m_0 знаходять за формулою

$$m_0 = \frac{m_{ЭК} + m_{ЦН} + m_{ОБ}}{1 - (\bar{m}_K + \bar{m}_{СУ} - \bar{m}_T)}. \quad (18)$$

Відносна маса конструкції планера

$$\bar{m}_K = \bar{m}_\phi + \bar{m}_{КР} + \bar{m}_{ОП} + \bar{m}_Ш + \bar{m}_{УПР}. \quad (19)$$

Відносна маса фюзеляжу \bar{m}_ϕ

$$\bar{m}_\phi = k_\phi m^{-0,75} S_{\phi_{ОМ}}^{0,88}, \quad (20)$$

де k_ϕ - ваговий коефіцієнт фюзеляжу, $k_\phi \approx 1,7 \text{ кг}^{0,75} / \text{м}^{-1,76}$; $S_{\phi_{ОМ}}$ - площа зовнішньої (омивається) поверхні фюзеляжу, м^2 .

Величину $S_{\phi_{ОМ}}$ визначають за формулами або за даними в табл.1.

Масу крила визначають, приймаючи припущення, що крило врівноважує 20% ваги вертольота, за формулою

$$\bar{m}_{КР} = 0,1 \cdot k_{КР} \sqrt{(\lambda_{КР}^{1/2} \cdot \bar{S}_{КР}^{3/2} \cdot R) / \rho}, \quad (21)$$

де $k_{КР}$ - ваговий коефіцієнт конструктивних особливостей крила (для вертольота Ми-6 $k_{КР} \approx 6,0 \text{ кг}^{1/2} / (\text{м} \cdot \text{с})$); $\lambda_{КР}$ - подовження крила вертольота, $\lambda_{КР} = 4 \dots 7$; $\bar{S}_{КР}$ - відносна площа крила ($\bar{S}_{КР} = S_{КР} / (\pi R^2) = 0,025 \dots 0,045$; $S_{КР}$ - площа крила, м^2).

Таблиця 1.

Площа поверхні фюзеляжів вертольотів, що омивається

| Марка вертольота | Маса фюзеляжу, кг | S_{OM} , м ² |
|------------------|-------------------|---------------------------|
| Mi -8 | 1465 | 105 |
| Mi -6 | 6070 | 295 |
| Mi -10 | 5100 | 234 |
| S-55 | 450 | 56 |
| S-58 | 570 | 75 |
| S-62B | 930 | 114 |
| S-61R | 1310 | 126 |
| S-56 | 1400 | 140 |
| S-65 | 2140 | 175 |
| S-64 | 1200 | 120 |

Відносну масу оперення розраховують за формулою

$$\bar{m}_{оп} \approx 131,4 \cdot \bar{S}_{СТ} / \rho, \quad (22)$$

де $\bar{S}_{СТ}$ – відносна площа стабілізатора, $\bar{S}_{СТ} = S_{СТ} / S_{НВ} = 0,004$;
 $S_{СТ}$ і $S_{НВ}$ – площі стабілізатора (ГО) та несучого гвинта відповідно, м².

Відносна маса шасі в частках від злітної маси вертольота

$$\bar{m}_{ш} = (m_{ш} / m_0) = k_{ш}, \quad (23)$$

де $k_{ш}$ - ваговий коефіцієнт шасі: $k_{ш} = 0,01$ – для полозкового шасі; $k_{ш} = 0,02$ – для неприбираного шасі; $k_{ш} = 0,03$ – для шасі, що прибирається; $k_{ш} = 0,06$ – для вертольота-крана (типу Ми-10); $k_{ш} = 0,025$ – для вертольота-крана (типу Ми -10К).

При оцінці маси системи керування вертольотом її умовно поділяють на дві частини: ручну (проводка керування від командних важелів до бустерів) і бустерну (автомат перекошу, бустери з їх кріпленням, проводка керування від бустерів автомата перекошу, основна гідросистема).

Відносну масу системи керування вертольота визначають за формулою

$$\bar{m}_{УПР} = \bar{m}_{РУПР} + \bar{m}_{БУПР}. \quad (24)$$

Тут $\bar{m}_{РУПР}$ і $\bar{m}_{БУПР}$ – відносні маси ручного та бустерного керування;

$$\bar{m}_{РУПР} = k_{Ру} R / m_0^l, \quad (25)$$

де $k_{Ру}$ – ваговий коефіцієнт системи ручного керування.

$$\bar{m}_{БУПР} = a_{БУПР} \frac{\sigma R}{\lambda \rho}, \quad (26)$$

де $a_{БУПР}$ – ваговий коефіцієнт системи бустерного керування, $a_{БУПР} \approx 129,5$ кг/(м²с²);
 λ – подовження лопаті НГ. Для лопатей вітчизняних вертольотів $\lambda = 17,5 \dots 20,5$; для лопатей ряду зарубіжних вертольотів $\lambda = 12,4 \dots 20,3$.

Підсумовування $\bar{m}_\phi, \bar{m}_{KP}, \bar{m}_{OP}, \bar{m}_\psi, \bar{m}_{P_{YIP}}, \bar{m}_{ByIP}$ дозволяє отримати

$$\bar{m}_K = f(m_O, S_\phi, \lambda, \lambda_{KP}, R, p \dots). \quad (27)$$

Розрахунок m_K проводять для ряду значень p , що приймаються тут і далі в діапазоні $p_{min} < p_{cp} < p_{max}$ з кроком, заданим залежно від вагової категорії вертольота, що проектується, де $p_{cp} = \sum_{i=1}^n p_i / n$ – середньостатистичне значення p вибірки вертольотів-прототипів. Для середніх та важких гелікоптерів крок $p = 100 \dots 150 \text{ Н/м}^2$.

4. Розрахунок відносної маси палива

При розрахунку маси палива m_T для польоту на задану дальність припускають, що політ відбувається на висоті $H = 500 \text{ м}$ з крейсерською швидкістю V_{KPC} при $\omega R = \text{const}$. Тоді відносна маса

$$\bar{m}_T = k_T \frac{c_{екр} \cdot L}{V_{KPC}} \cdot N_{OKP} \cdot g, \quad (28)$$

де $k_T \approx 1,12 \dots 1,19$; $c_{екр}$ – питома витрата палива на крейсерському режимі; N_{OKP} – питома наведена потужність силової установки на крейсерському режимі, $N_{OKP} = \bar{N}_{KP} N_0$; \bar{N}_{KP} – коефіцієнт ступеня дроселювання двигуна, $\bar{N}_{KP} = 0,76 \dots 0,81$. У розрахунках приймаємо: $\bar{N}_{KP} = 0,785$; $V_{KPC} \approx 0,86 \cdot V_{max}$.

Питома витрата палива на крейсерському режимі

$$c_{екр} = c_{евзл} \cdot \bar{c}_{eV} \cdot \bar{c}_{eH} \cdot \bar{c}_{et} \cdot \bar{c}_{eN}, \quad (29)$$

де $c_{евзл}$ – питома витрата палива на злітному режимі; $\bar{c}_{eV}, \bar{c}_{eH}, \bar{c}_{et}, \bar{c}_{eN}$ – коефіцієнти, що характеризують зміна питомої витрати палива залежно від швидкості польоту V , висоти H , температури t навколишнього повітря та ступеня дроселювання двигуна \bar{N} відповідно:

$$\bar{c}_{eV} = 1 - 3 \cdot 10^{-3} V_{KP}^2; \bar{c}_{eH} = 0,995; \bar{c}_{et} = 1,5; \bar{c}_{eN} = 1,075. \quad (30)$$

Для сучасних вертолітних двигунів можна прийняти

$$c_{евзл} = k_{ce} / N_0^{0,1}, \quad (31)$$

де $k_{ce} = 0,64 \dots 0,71 \text{ кг/(кВт)}^{0,9}$ -год. Найменші значення k_{ce} відповідають двигунам більшої потужності і навпаки; $N = N_0 \cdot m_0 \cdot g$ – наведена потужність силової установки, що забезпечує політ на всіх режимах, кВт.

У табл. 2 наведено статистичні дані щодо двигунів.

Таблица 2.

Питомі характеристики двигунів

| Питомі характеристики | Двигуни | | |
|---------------------------|------------------|---------------|---------------|
| | I та II поколінь | сучасні | перспективні |
| $Y_{ДВ}$, кг / кВт | 0,27 ... 0,34 | 0,15 ... 0,25 | 0,14 ... 0,16 |
| $c_{евзл}$, кг / кВт год | 0,38 ... 0,49 | 0,30 ... 0,35 | 0,28 ... 0,32 |

5. Визначення питомої наведеної потужності силової установки

Для сучасних гелікоптерів загального призначення характерними режимами польоту прийнято вважати: висіння на статичній стелі $H_{ст}$; політ на динамічній стелі $H_{дин}$; політ із максимальною швидкістю на висоті $H = 500$ м; продовжений зліт при відмові одного двигуна, коли інший працює на надзвичайній потужності. Кожен із режимів характеризується своїми параметрами: висотою та швидкістю польоту, необхідною потужністю для приводу несучого гвинта та величиною втрат потужності. Отже, енергоозброєність вертольота визначатиметься максимальним значенням потрібних потужностей режимів польоту.

Потужність $N = N_o \cdot m_o \cdot g$ для кожного режиму розраховують через питому потужність, потрібну на i -м режимі польоту. При цьому потужність призводять до питомих потужностей \bar{N}_H ($H = 0$) і \bar{N}_V ($V = 0$) з урахуванням ступеня дроселювання двигунів \bar{N}_j залежно від режиму та коефіцієнта використання потужності ξ

$$N_{oi} = \frac{N_{oi} \cdot m_o \cdot g}{\bar{N}_H \cdot \bar{N}_V \cdot \bar{N}_j \cdot \xi}, \quad (32)$$

де o – індекс приведення; \bar{N}_H , \bar{N}_V , \bar{N}_j – коефіцієнти, що враховують зміну наявної потужності двигуна в залежності від висоти і швидкості польоту і ступеня дроселювання двигуна. При обчисленні \bar{N}_H і \bar{N}_V використовують значення H і V , відповідні режиму, що розглядається (табл. 3).

Таблиця 3.

Відповідність висоти та швидкості польоту режиму польоту вертольота

| Параметри польоту | Висіння на статичній стелі | Політ на динамічній стелі з економічною швидкістю | Горизонтальний політ із максимальною швидкістю | Продовжений зліт із економічною швидкістю |
|-------------------|----------------------------|---|--|---|
| H , км | $H_{ст}$ | $H_{дин}$ | 0,5 | 0 |
| V , км/год | 0 | $V_{дин}^{ЭК}$ | V_{max} | $V_0^{ЭК}$ |

Значення коефіцієнта, що характеризує ступінь дроселювання двигуна на різних режимах його роботи, наведено в табл. 4.

Таблиця 4.

Коефіцієнт ступеня дроселювання двигуна

| Режими роботи двигуна | Надзвичайний | Номінальний | Крейсерський |
|-----------------------|-----------------------------|-----------------------|------------------------------|
| \bar{N}_j | $\bar{N}_{чз} = 1.07...1.1$ | $\bar{N}_{НОМ} = 0,9$ | $\bar{N}_{КР} = 0,76...0,81$ |

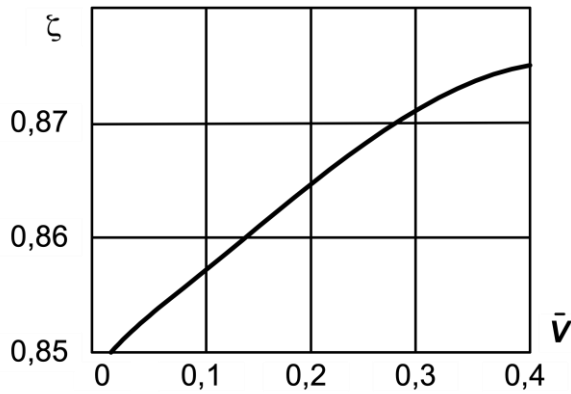


Рис. 2. Залежність $\xi = f(\bar{V})$

Коефіцієнт використання потужності у випадку є функцією швидкості $\xi = f(\bar{V})$ (рис. 2), де

$$\bar{V} = V / (3,6 \cdot \omega R).$$

На режимі висіння можна прийняти:

$$\xi = \begin{cases} 0,82 & \text{при } 10 \text{ т} \leq m_o \leq 25 \text{ т}, \\ 0,79 & \text{при } m_o > 25 \text{ т}. \end{cases} \quad (33)$$

При швидкості польоту вертольота:

$$\text{економічної } V_{ЕК} - \xi_{V_{ЕК}} = 0,865;$$

$$\text{максимальної } V_{\max} - \xi_{V_{\max}} = 0,875;$$

$$\text{крейсерської } V_{КР} - \xi_{V_{КР}} = 0,872.$$

Таким чином,
$$N_o = \max [N_{H_{CTo}}, N_{H_{ДИНО}}, N_{V_{\max o}}, N_{ПР \text{ ВЗЛО}}]. \quad (34)$$

Питома наведена потужність, потрібна для висіння вертольота на статичній стелі H_{CT}

$$N_{H_{CTo}} = \frac{N_{H_{CT}}}{\bar{N}_{H_{CT}} \cdot \xi_o} = \frac{0,6385 \cdot \bar{T}^{3/2} \cdot \sqrt{\rho}}{\bar{N}_{H_{CT}} \cdot \xi_o \cdot \eta_o \cdot \sqrt{\bar{\Delta}_{H_{CT}}}}, \quad (35)$$

де η_o – відносний ККД НГ на режимі висіння, $\eta_o = 0,7$; $\bar{\Delta}_{H_{CT}}$ – відносна щільність повітря на статичній стелі H_{CT} ; \bar{T} – визначають по формулах (лекція № 5).

Питома наведена потужність, потрібна для горизонтального польоту на максимальній швидкості V_{\max} :

$$N_{V_{\max o}} = \frac{N_{V_{\max}}}{\bar{N}_{H_{V_{\max}}} \cdot \bar{N}_{V_{\max}} \cdot \xi_{V_{\max}}} = \frac{1}{\bar{N}_{H_{V_{\max}}} \cdot \bar{N}_{V_{\max}} \cdot \xi_{V_{\max}}} \cdot \left\{ 16,4 \cdot 10^{-3} \cdot \omega R \times \right. \\ \left. \times \left(1 + 7,08 \cdot 10^{-8} V_{\max}^3 \right) + 1,67 \frac{\rho \cdot I_{\Sigma}}{V_{\max}} + 13,2 \cdot 10^{-3} \cdot \bar{C}_S \cdot V_{\max}^3 \right\}, \quad (36)$$

де I_{Σ} визначають за табл. 11.2, а \bar{C}_S – за формулою (11.78) (лекція №5).

Питома наведена потужність, потрібна для польоту гелікоптера на динамічній стелі $H_{ДИН}$:

$$N_{H_{ДИНО}} = \frac{N_{H_{ДИН}}}{\bar{N}_{H_{ДИН}} \cdot \bar{N}_{V_{ЭК}} \cdot \bar{N}_{НОМ} \cdot \xi_{V_{ЭК}}} = \frac{1}{\bar{N}_{H_{ДИН}} \cdot \bar{N}_{V_{ЭК}} \cdot \bar{N}_{НОМ} \cdot \xi_{V_{ЭК}}} \cdot \left\{ 16,4 \cdot 10^{-3} \omega R \times \right. \\ \left. \times \left[1 + 7,08 \cdot 10^{-8} (V_{ДИН}^{ЭК})^3 \right] + 1,67 \frac{\rho \cdot I_{\Sigma}}{V_{ДИН}^{ЭК} \cdot \bar{\Delta}_{H_{ДИН}}} + 13,2 \cdot 10^{-3} \bar{C}_S (V_{ДИН}^{ЭК})^3 \cdot \bar{\Delta}_{H_{ДИН}} \right\}, \quad (37)$$

де $\bar{\Delta}_{H_{ДИН}}$ – відносна щільність повітря на динамічній стелі;

$V_{ДИН}^{ЭК}$ – економічна швидкість на динамічній стелі

$$V_{ДИН}^{ЭК} = 164 \sqrt[4]{\frac{\rho \cdot I_{\Sigma}}{(\omega R + 11,6 \cdot 10^6 \cdot \bar{C}_S \cdot \bar{\Delta}_{H_{ДИН}})}}, \text{ км/год.} \quad (38)$$

Питома наведена потужність, потрібна для продовження зльоту при відмові одного двигуна:

$$N_{\text{пр в з л}_0} = \frac{N_{\text{пр в з л}}}{\bar{N}_{V_{\text{ЭК}}} \cdot \bar{N}_{\text{чз}} \cdot \xi_{V_{\text{ЭК}}}} \cdot \frac{n}{n-1} = \frac{1}{\bar{N}_{V_{\text{ЭК}}} \cdot \bar{N}_{\text{чз}} \cdot \xi_{V_{\text{ЭК}}}} \cdot \frac{n}{n-1} \cdot \left\{ 16,4 \cdot 10^{-3} \omega R \times \right. \\ \left. \times \left[1 + 7,08 \cdot 10^{-8} (V_0^{\text{ЭК}})^3 \right] + 1,67 \frac{\rho \cdot I_{\text{э}}}{V_0^{\text{ЭК}}} + 13,2 \cdot 10^{-3} \cdot \bar{C}_S \cdot (V_0^{\text{ЭК}})^3 \right\}, \quad (39)$$

де n – число двигунів; $V_0^{\text{ЭК}}$ – економічна швидкість у землі:

$$V_0^{\text{ЭК}} = 164,4 \sqrt[4]{\frac{1,09 \cdot \rho}{\omega R + 11,6 \cdot 10^6 \cdot \bar{C}_S}}. \quad (40)$$

З формул (35) – (39) випливає, що кожна з питомих наведених потужностей залежить не тільки від заданих та визначених у першому наближенні відповідних параметрів, але й від питомого навантаження ρ

$$N_0(\rho) = \max \begin{cases} N_{H_{\text{СТ}_0}}(\rho, H_{\text{СТ}}, \eta_0, \dots), \\ N_{V_{\text{max}_0}}(\rho, \omega R, V_{\text{max}}, \bar{C}_S, \dots), \\ N_{H_{\text{ДИН}_0}}(\rho, \omega R, H_{\text{ДИН}}, \bar{C}_S, V_{\text{ДИН}}^{\text{ЭК}}, \dots), \\ N_{\text{пр в з л}}(\rho, \omega R, V_0^{\text{ЭК}}, \bar{C}_S, n, \dots). \end{cases} \quad (41)$$

Виконання умов (41) означає, що $N_0(\rho)$ набуває максимального значення з $N_i(\rho)$ отриманих для кожного значення питомого навантаження ρ .

6. Розрахунок відносної маси силової установки

Відповідно до вагової класифікації (лекція № 5) відносна маса силової установки

$$\bar{m}_{\text{СУ}} = \bar{m}_{\text{ДВ+С}} + \bar{m}_{\text{В}} + \bar{m}_{\text{ТРС}}, \quad (42)$$

де $\bar{m}_{\text{ДВ+С}}$, $\bar{m}_{\text{В}}$, $\bar{m}_{\text{ТР}}$ – відносні маси двигунів із системами та допоміжною силовою установкою (ДСУ), гвинтів та трансмісії відповідно.

Відносну масу двигунів із системами та ДСУ обчислюють (лекція № 5) за формулою

$$\bar{m}_{\text{ДВ+С}} = (\gamma_{\text{ДВ}} + k_{\text{С}}) \cdot N_0 + k_{\text{ТС}} \cdot \bar{m}_{\text{Т}} + \bar{m}_{\text{ВСУ}}, \quad (43)$$

де $\gamma_{\text{ДВ}}$ – питома маса двигуна, кг/кВт (лекція № 5); $k_{\text{С}}$ – враховує збільшення маси двигуна системами охолодження, протипожежної, запуску, вузлів кріплення, масляних систем двигунів та головного редуктора, олії, кг/кВт; $k_{\text{ТС}}$ – ваговий коефіцієнт збільшення маси силової установки за рахунок паливної системи; $\bar{m}_{\text{ВСУ}}$ – відносна маса ДСУ, $\bar{m}_{\text{ВСУ}} = 0,005 \dots 0,008$.

Для вертолітних двигунів третього покоління $\gamma_{\text{ДВ}} \approx 0,15 \dots 0,18$ кг/кВт. Для сучасних вертолітних двигунів малої потужності (~500...800 кВт) – $\gamma_{\text{ДВ}} \approx 0,24 \dots 0,3$ кг/кВт, середньої потужності (~1000...2000 кВт) – $\gamma_{\text{ДВ}} \approx 0,13 \dots 0,18$ кг/кВт, великої потужності (понад 2000 кВт) – $\gamma_{\text{ДВ}} \approx 0,08 \dots 0,12$ кг/кВт; $k_{\text{С}} \approx 0,04 \dots 0,05$ кг/кВт; $k_{\text{ТС}} = 0,07 \dots 0,09$ – для ТС з протектованими паливними баками; $k_{\text{ТС}} = 0,06 \dots 0,07$ – для систем без протектованих баків; $k_{\text{ТС}} = 0,035 \dots 0,04$ – для систем із застосуванням паливних гермовідсіків (кесонів).

З формули (43) маємо

$$\bar{m}_{ДВ+С} = f[N_0(\rho), m_0, L, V_{КРС}, \dots]. \quad (44)$$

Відносну масу гвинтів для вертольота одnogвинтової схеми розраховують за формулою

$$\bar{m}_B = \bar{m}_{HB} + \bar{m}_{PB}, \quad (45)$$

де \bar{m}_{HB} , \bar{m}_{PB} – відносні маси гвинтів (НГ і РГ); $\bar{m}_{HB} = \bar{m}_{\SigmaЛ} + \bar{m}_{BT}$, $\bar{m}_{PB} = \bar{m}_{\SigmaЛPB} + \bar{m}_{BTPB}$, $\bar{m}_{\SigmaЛ}$, $\bar{m}_{\SigmaЛPB}$ – відносні сумарні маси лопатей НГ і РГ; \bar{m}_{BT} , \bar{m}_{BTPB} – відносні маси втулок несучого і рульового гвинтів.

Відносні маси обчислюють за формулами:

$$\bar{m}_{\SigmaЛ} = a_{\SigmaЛ} k_{\SigmaЛ} \cdot \sigma / (\lambda^{0,7} \cdot \rho); \quad (46)$$

$$\bar{m}_{BT} = a_{BT} \cdot 10^{-5} \cdot k_{BT} \cdot k_{z_{\SigmaЛ}} \cdot \bar{m}_{\SigmaЛ}^{1,35} \cdot (\omega R)^{2,7} \cdot \rho^{0,35}; \quad (47)$$

$$\bar{m}_{\SigmaЛPB} = \frac{\sigma_{PB}}{\sigma} \cdot \left(\frac{\lambda}{\lambda_{PB}}\right)^{0,7} \cdot \left(\frac{R_{PB}}{R}\right)^{2,7} \cdot \bar{m}_{\SigmaЛ}; \quad (48)$$

$$\bar{m}_{BTPB} = \frac{k_{z_{\SigmaЛPB}}}{k_{z_{\SigmaЛ}}} \cdot \frac{z_{\SigmaЛPB}}{z_{\SigmaЛ}} \cdot \left(\frac{\omega_{PB} R_{PB}}{\omega R}\right)^{2,7} \cdot \left(\frac{R}{R_{PB}}\right)^{0,65} \cdot \left(\frac{\bar{m}_{\SigmaЛPB}}{\bar{m}_{\SigmaЛ}}\right)^{1,35} \cdot \bar{m}_{BT}, \quad (49)$$

де $a_{\SigmaЛ} = 23,63 \cdot R^{0,7}$, $M^{1,7}/c^2$; $a_{BT} = 2,34/R^{0,65}$, $c^{0,7}/M$ – вагові коефіцієнти відносних мас лопатей та втулки НГ; $k_{\SigmaЛ}$ – коефіцієнт, що характеризує конструктивні особливості лопатей НГ (для сучасних лопатей зі сталевим трубчастим та дюралюмінієвим пресованим лонжероном $k_{\SigmaЛ} = 12,6 \dots 13,8$, для склопластикових лопатей $k_{\SigmaЛ} = 11,5 \dots 13,6$ кг/м^{2,7}); σ_{PB} – коефіцієнт заповнення РГ (за статистичними даними $\sigma_{PB} = (1,7 \dots 2,3) \cdot \sigma$); $z_{\SigmaЛ}$ та $z_{\SigmaЛPB}$ – число лопатей НГ та РГ (близько $z_{\SigmaЛPB} \approx 2/3 \cdot z_{\SigmaЛ}$; λ_{PB} – подовження лопаті РГ, $\lambda_{PB} = z_{\SigmaЛPB} / (\pi \cdot \sigma_{PB})$; R_{PB} – радіус рульового гвинта; ω_{PB} – кутова швидкість обертання рульового гвинта, 1/с, $(\omega R)_{PB} \approx \omega R$.

Відомо, що $R_{PB} \approx (0,16 \dots 0,25) \cdot R$, причому ліва межа цього діапазону відповідає легким вертольотам з малою величиною ρ , права – важким вертольотам з великою величиною питомого навантаження; $\bar{m}_{\SigmaЛ} = \bar{m}_{\SigmaЛ} / z_{\SigmaЛ}$, $\bar{m}_{\SigmaЛPB} = \bar{m}_{\SigmaЛPB} / z_{\SigmaЛPB}$ – відносні маси окремих лопатей НГ і РГ; k_{BT} – ваговий коефіцієнт втулки, $k_{BT} = 0,0527$ кг/кН^{1,35}; $k_{z_{\SigmaЛ}}$ і $k_{z_{\SigmaЛPB}}$ – коефіцієнти, що враховують вплив на маси втулок НГ та РГ числа лопатей $z_{\SigmaЛ}$ та $z_{\SigmaЛPB}$ відповідно.

$$k_{z_{\SigmaЛ}} = 1 \text{ при } z_{\SigmaЛ} \leq 4, \quad k_{z_{\SigmaЛ}} = 1 + 0,05(z_{\SigmaЛ} - 4) \text{ при } z_{\SigmaЛ} > 4.$$

Для кермового гвинта $k_{z_{\SigmaЛPB}}$ визначають аналогічно.

З формул (46) – (49) випливає залежність величин відносних мас $\bar{m}_{\SigmaЛ}$, \bar{m}_{BT} , $\bar{m}_{\SigmaЛPB}$, \bar{m}_{BTPB} від питомого навантаження на площу, що омітається.

Відносну масу трансмісії визначають за формулою

$$\bar{m}_{ТРС} = \bar{m}_{ГЛР} + \bar{m}_{ПР} + \bar{m}_{ХР} + \bar{m}_{ТВ}, \quad (50)$$

де $\bar{m}_{ГЛР}$, $\bar{m}_{ПР}$, $\bar{m}_{ХР}$ у $\bar{m}_{ТВ}$ – відносні маси головного, проміжного, хвостового редукторів та трансмісійного валу відповідно.

Відносні маси елементів трансмісії обчислюють за формулами

$$\bar{m}_{ГЛР} = a_{ГЛР} \cdot \xi^{0,8} \left(N / \omega R \right)^{0,8} / \rho^{0,2}; \quad (51)$$

$$\bar{m}_{ПР} = a_{ПР} \cdot (1 - \xi)^{0,8} \left(N / \omega_{ТВ} \right)^{0,8} / \rho^{0,2}; \quad (52)$$

$$\bar{m}_{ХР} = a_{ХР} \cdot (1 - \xi)^{0,8} \left(N_0 R_{РВ} / \omega R \right)^{0,8} / \rho^{0,2}; \quad (53)$$

$$\bar{m}_{ТВ} = a_{ТВ} \cdot L_{РВ} \cdot (1 - \xi)^{2/3} \left(N_0 / \omega_{ТВ} \right)^{2/3} / \rho^{1/3}, \quad (54)$$

де $a_{ГЛР}$, $a_{ПР}$, $a_{ХР}$, $a_{ТВ}$ – коефіцієнти відносних мас головного, проміжного, хвостового редукторів та трансмісійного валу відповідно:

$$\begin{aligned} a_{ГЛР} &= 0,583 \cdot R^{0,4}, \text{ кг}^{0,2} / (\text{М}^{0,2} \text{с}^{2/3}); \\ a_{ПР} &= 1,07 / R^{0,4}, \text{ кг}^{0,2} / (\text{М} \cdot \text{с}^{0,4}); \\ a_{ХР} &= 0,819 / R^{0,4}, \text{ кг}^{0,2} / (\text{М} \cdot \text{с}^{0,4}); \\ a_{ТВ} &= 0,213 / R^{2/3}, \text{ кг}^{1/3} / (\text{М}^{0,2} \text{с}^{2/3}); \end{aligned} \quad (55)$$

$\omega_{ТВ}$ – кутова швидкість обертання трансмісійного валу, $\omega_{ТВ} \approx 314$ 1/с;

$L_{РВ}$ – відстань між осями НГ та РГ з урахуванням зазору між кінцями лопатей

$$L_{РВ} = R + R_{РВ} + \delta; \text{ де } \delta = 0,15 \dots 0,2 \text{ м.}$$

7. Визначення маси екіпажу, комерційного навантаження за місткістю та обладнанням

При розрахунку злітної маси вертольота другого наближення m_0'' необхідно знати маси екіпажу, комерційного навантаження та обладнання.

Маса екіпажу $m_{ЕК}$ визначається призначенням та варіантом застосування, умовами базування та експлуатації вертольота. При призначенні кількісного ($n_{ЕК}$) складу екіпажу його маса може бути визначена за формулою типу

$$m_{ЭК} = 80 \cdot n_{ЭК}. \quad (56)$$

Масу цільового навантаження зазвичай задають вихідними даними. Якщо замість цільового навантаження вказано число пасажирів $n_{ПАС}$, то визначають граничне комерційне навантаження за місткістю вертольота $m_{КОМ}$ залежно від кількості пасажирських місць та ємності багажних та вантажних приміщень W :

$$m_{КОМ} = 75 \cdot n_{ПАС} + q \cdot n_{ПАС} + 300 (W - (q \cdot n_{ПАС}) / 150), \quad (57)$$

де 75 – нормативна маса пасажирів без багажу, кг; q – норма перевезення безкоштовного багажу на одного пасажирів, кг; 300 – середня маса пошти і вантажу в 1 м^3 , кг/м³; 150 – середня маса багажу в 1 м^3 , кг/м³; $W \approx 0,25 \cdot n_{ПАС}$, м³.

Маса обладнання значною мірою залежить від призначення вертольота, ТТВ до нього, заданих умов експлуатації та, як правило, мало – від конструктора. Для визначення її величини можна використовувати вагові формули, отримані за результатами обробки статистичних матеріалів.

8. Розрахунок обмежень питомого навантаження на площу, що омітається

Остаточне визначення злітної маси вертольота зводиться до кількох циклів розрахунків для ряду значень питомого навантаження (в діапазоні від ρ_{min} до ρ_{max}), до побудови залежності $m_o(\rho)$ і нанесення на цю залежність обмежень по питомому навантаженню.

Отримана залежність $m_o(\rho)$ задовольняє наступним ТТВ:

- заданій висоті статичної стелі $H_{ст}$;
- заданій висоті динамічної стелі $H_{дин}$;
- заданої максимальної швидкості польоту V_{max} ;
- заданій величині дальності польоту вертольота L ;
- заданим цільовим навантаженням $m_{цн}$.

Залежно від поєднання заданих у ТТВ величин можливі три варіанти виду функцій $m_o(\rho)$: 1) монотонно спадаюча; 2) монотонно зростаюча; 3) має чітко виражений мінімум (рис. 3).

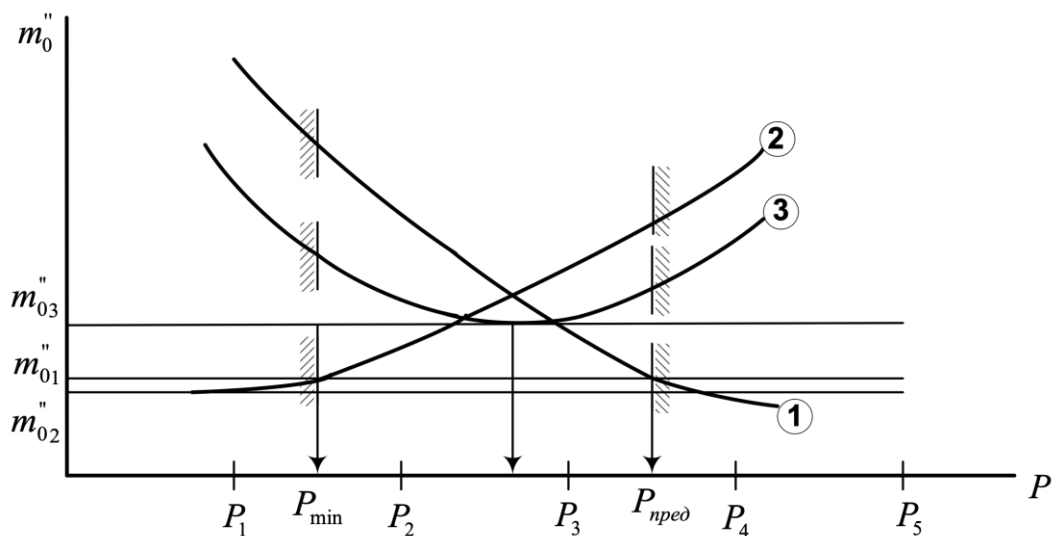


Рис. 3. Залежність $m_o = f(\rho)$

Для третього варіанту виду функції $m_o(\rho)$ рішення очевидне: питоме навантаження ρ_{opt} має відповідати мінімальній злітній масі вертольота $m_{o min}$.

Варіанти 1 і 2 вимагають залучення додаткових умов, якими можуть бути обмеження за мінімально допустимим $\rho_{min доп}$, граничної $\rho_{пред}$ питомим навантаженням. У цих випадках для монотонно спадної функції $m_{o min}$ слід приймати $\rho \leq \rho_{пред}$, для монотонно зростаючої – $\rho > \rho_{min доп}$.

Обмеження на мінімально допустимі значення питомого навантаження при заданому заповненні НГ можуть бути встановлені умовами звису лопаті на стоянці, допустимим подовженням лопаті та величиною її вагової характеристики.

Однак у багатьох випадках граничним є обмеження компонування питомого навантаження за максимально допустимим прогином кінця лопаті

$$y_{л доп} = 0,12 \cdot R,$$

не дозволяє збільшувати радіус лопаті вище значень R_y , тобто зменшувати ρ .

В цьому випадку
$$\rho_{min доп} = (m_o \cdot g) / (\pi R_y^2).$$

Граничні значення ρ значною мірою визначаються призначенням або варіантом застосування вертольота. Вертольоти загального призначення повинні працювати на режимі висіння поблизу землі, і навантаження ρ , від якого залежить швидкість потоку, що відкидається гвинтом, має бути у них також обмежена:

- для вертольотів, що використовуються на рятувальних та інших роботах, коли у вертоліт, що знаходиться на режимі висіння, повинні підніматися люди, $p \leq 300...350 \text{ Н/м}^2$;
- для кранів, що застосовуються в монтажних та інших роботах, при виконанні яких під вертольотом на режимі висіння знаходиться навчений та спеціально екіпірований персонал, $p \leq 500...600 \text{ Н/м}^2$;
- для транспортних вертольотів, не призначених для монтажних та інших робіт, при виконанні яких під гелікоптером можуть знаходитися люди, $p \leq 700...800 \text{ Н/м}^2$.

Для вертольотів-кранів оптимальні питомі навантаження залежать від виду виконуваної операції (транспортної або кранової), табл. 5.

Таблиця 5.

Оптимальне питома навантаження вертольота-крана

| Вантажо-підйомність, т | Злітна маса, $L = 300 \text{ км}$, $H_{ст} = 2000 \text{ м}$ | σ | Питома навантаження p , Н/м^2 | | Маса вантажу $m_{гр}$, т |
|------------------------|---|----------|--|------------------|---------------------------|
| | | | Транспортна операція | Кранова операція | |
| 4 | 13,5...14,0 | 0,07 | 340...380 | 380...420 | 5,5...6,0 |
| 10 | 34,0...34,5 | 0,1 | 460...500 | 500 | 13,5...14,0 |
| 20 | 72,0...72,5 | 0,12 | 600 | 600 | 28,0...28,5 |

Примітка. Під транспортною операцією розуміють перевезення вантажу на зовнішній підвісці на деяку відстань. Частка часу, витраченого на зліт, закріплення вантажу та розвантаження, у цій операції невелика порівняно з часом перевезення.

Кранова операція відбувається в безпосередній близькості від місця зльоту. Гелікоптер при цьому переміщується в основному у вертикальному напрямку, а горизонтальні переміщення його незначні. Час знаходження вертольота у режимі висіння значно перевищує час його горизонтального польоту.

Після побудови графіка залежності $m_o'' = f(p)$ та нанесення на нього обмежень за граничними питомими навантаженнями $p_{\text{мін доп}}$ и $p_{\text{перед}}$ проектувальник приймає рішення про мінімальне значення злітної маси вертольота $m_{o\text{мін}}''$ і оптимальне питома навантаження $p_{\text{опт}}$. На рис. 3 показано $m_{o\text{мін}}''$ і $p_{\text{опт}}$ для трьох варіантів функції $m_o'' = f(p)$. Після цього за значенням $p_{\text{опт}}$ визначають значення питомої наведеної потужності N_o^* , що відповідає $m_{o\text{мін}}''$ і $p_{\text{опт}}$, і потрібну потужність одного двигуна, кВт:

$$N_{\text{дв}} = \frac{N^* \cdot m_{o\text{мін}} \cdot q}{n} \quad (58)$$

За величиною $N_{\text{дв}}$ з каталогу підбирають реальний двигун і виписують його основні характеристики. Потім визначають за уточненими масами силової установки та палива злітну масу m_o''' вертольота у третьому наближенні, а також його геометричні розміри. Виконують аеродинамічний розрахунок та розрахунок льотно-технічних характеристик вертольота.

Уточнену масу палива розраховують за формулою

$$m_T = c_{\text{евзл}} \cdot \bar{c}_{\text{ев}} \cdot \bar{c}_{\text{ен}} \cdot \bar{c}_{\text{ет}} \cdot \bar{c}_{\text{ен}} \cdot N_{\text{кр}} \left(\frac{L}{V_{\text{крс}}} + 0,33 \right) \quad (59)$$

При цьому V_{KPC} обчислюють методом послідовних наближень. Як перший наближення приймають $V'_{KPC} \approx 0,86 \cdot V_{max}$.

Визначення злітної маси вертольота вважається закінченим, якщо $|(m''_o - m'_o) / m'_o| < 0,05$ або $|(m'''_o - m''_o) / m''_o| < 0,05$. Інакше повторюється обчислення параметрів вертольота.

Таким чином, алгоритм вибору основних параметрів вертольота і його елементів включає розрахунок злітної маси вертольота для ряду значень питомого навантаження на площу, що ометається. Це дозволяє отримати залежності питомих наведених потужностей силової установки, що забезпечує політ на всіх режимах, відносних мас конструкцій планера, силової установки, палива від питомого навантаження, проаналізувати їх та визначити оптимальні значення, що відповідають мінімальній злітній масі вертольота.

Параметри вертольота вибирають шляхом послідовних наближень методом ітерацій. Значення злітної маси i -го наближення є достатнім при досягненні похибки обчислення менше заданої.

Після визначення масових характеристик вертольота обчислюють розміри лопатей НГ та РГ, а також геометричні параметри планера вертольота.