

Лекція № 5

5. ВИЗНАЧЕННЯ ЗЛІТНОЇ МАСИ ВЕРТОЛЬОТА

5.1. КЛАСИФІКАЦІЯ МАС ВЕРТОЛЬОТА

Злітна маса m_0 є одним з основних проектних параметрів вертольота, що визначають його розміри, схему та ЛТХ. Правильне її визначення є найважливішим завданням всього процесу проектування. Складність розрахунку m_0 на ранніх етапах проектування вертольота пов'язана, в першу чергу, з недостатністю вихідної інформації про гелікоптер та його силову установку та неможливістю обліку на цій стадії проектування вимог, що висувуються до вертольоту.

Тому m_0 доводиться визначати методом послідовних наближень, використовуючи спочатку емпіричні формули і методи розрахунків, а потім, у міру розширення інформації, більш точні формули і методи розрахунку, що враховують умови навантаження агрегатів, вимоги міцності, жорсткості і т.д.

Важливою та необхідною умовою правильності визначення m_0 на всіх стадіях проектування є єдність класифікації її складових. До цього часу немає єдиної стандартної вагової класифікації вертольота. Схеми класифікації мас вертольота, що застосовуються в різних фірмах та організаціях, що займаються проектуванням та експлуатацією вертольотів, різняться між собою як ступенем повноти та складом вагових груп, так і використовуваною термінологією.

Нині у вагових класифікаціях літаків та гелікоптерів світу з'явилося поняття «стандартна маса порожнього» як маса порожнього вертольота у мінімальній комплектації, за якої вертоліт сертифікований для польотів. За бажанням замовника до комплектації поставки порожнього вертольота може бути включене додаткове (необов'язкове) незнімне обладнання, яке розширює експлуатаційні можливості вертольота (завдяки зменшенню корисного навантаження вертольота за тих же значень запасу палива та злітної маси).

На рис. 5.1 показаний варіант вагової класифікації вертольота, відповідний розбивці злітної маси вертольота, що встановилася у вертольотобудуванні.

При цьому прийнято такі визначення понять:

- повна маса гелікоптера – маса всього гелікоптера у будь-який момент часу його експлуатації, у тому числі і без цільового навантаження, з мінімальним запасом палива для польоту гелікоптера;

- злітна маса гелікоптера – повна маса гелікоптера в момент початку розбігу (зліт з розбігом) або руху перед відривом від злітного майданчика (зліт без розбігу);

- розрахункова злітна маса вертольота – встановлена найбільша злітна маса вертольота при всіх варіантах завантаження, при якій вертоліт експлуатується без спеціальних обмежень;

- нормальна злітна маса гелікоптера – встановлена злітна маса гелікоптера, при якій забезпечується виконання вимог, пред'явлених до льотних даних гелікоптера для нормальної злітної маси, у тому числі за дальністю та цільовим навантаженням при експлуатації гелікоптера в заданих умовах;

- максимальна злітна маса вертольота – встановлена злітна маса вертольота, за якої забезпечується виконання вимог, пред'явлених до льотних даних вертольота максимальної злітної маси.



Рис. 5.1. Вариант вагової класифікації компонентів вертольота

При цьому прийнято наступне розбиття злітної маси гелікоптера на групи:

- маса порожнього вертольота $m_{пуст}$, що складається з маси планера $m_{пл}$, силової установки $m_{су}$ та обладнання $m_{об}$;

- маса повного навантаження вертольота $m_{пн}$, що визначається призначенням вертольота і складається з маси екіпажу $m_{ек}$, спорядження $m_{сн}$, палива, що витрачається $m_{т}$ і цільового навантаження $m_{цн}$.

Маса планера $m_{пл}$, силової установки $m_{су}$ та незнімного обладнання $m_{он}$ загального призначення утворює базову вихідну масу порожнього вертольота $m_{пуст}$. Поняття «базова маса порожнього вертольота», зазвичай відсутнє в літакових класифікаціях, дозволяє виділити основну частину маси порожнього вертольота, загальну для всіх модифікацій вертольотів даного типу, що полегшує порівняльний аналіз вертольотів, що мають різне призначення, і створює додаткові зручності при експлуатації та подальших модифікаціях вертольота.

До маси планера $m_{пл}$ відносяться такі маси:

- фюзеляжу $m_{ф}$, включаючи носову та центральну частини, хвостову та кінцеву балки, трапи, вантажні ступки, стикування фюзеляжу, паливні баки та інші агрегати, що входять до силової схеми фюзеляжу;

- крила $m_{кр}$, включаючи центроплан та консолі, підкоси, стійки та розчалки крила, паливні баки та інші агрегати, що входять до силової схеми крила;

- оперення $m_{оп}$, включаючи кили, стабілізатори, шайби, підкоси, стійки, кришки люків і т.д.;

- капотів m_k , включаючи протипожежні перегородки, повітрозабірники і т.д.;

- шасі $m_{ш}$, включаючи стійки та амортизатори, колеса (поплавці та лижі), хвостові опори, обтічники, механізми прибирання та випуску;

- системи керування $m_{уп}$, включаючи пости керування, проводку керування, гідропідсилювачі, сервомеханізми, диференціальні механізми в системах керування.

До маси силової установки $m_{сy}$ відносяться маси:

- рухової установки $m_{дy}$, включаючи двигуни в комплектації поставки, системи запуску, всмоктування та вихлопу, кріплення двигунів, рами двигунів;

- трансмісії $m_{трс}$, включаючи редуктори та їх кріплення, вали, їх опори та з'єднання, гальма трансмісії, мастильні системи, редукторну раму;

- гвинтів m_B , включаючи лопаті та втулки несучих і рульових гвинтів, демпфери, механізми складання та прибирання лопатей;

- паливної системи з незливним паливом $m_{тс}$;

- масляної системи $m_{мс}$, включаючи зовнішні маслосистеми двигунів та їх трансмісії;

- системи охолодження $m_{со}$, включаючи вентилятори та трубопроводи обдування;

- системи пожежогасіння $m_{сп}$.

До маси обладнання загального призначення $m_{он}$, обов'язкового для встановлення, належать маси:

- електроустаткування, що включають джерела електроенергії, силові електроагрегати, перетворювачі, трансформатори і випрямлячі, розподільні коробки, кабелі, джгути і роз'єми кріплення електроустаткування;

- кріплень приладового, електронного та електроустаткування;

- пневмо- та гідроустаткування, за винятком споживачів пневмо- та гідроенергії;

- загального обладнання кабін екіпажу, включаючи системи вентиляції та опалення, освітлення, незнімного такелажного обладнання, сидінь та ін.;

- додаткового обладнання, що забезпечує працездатність та безпеку вертольота в особливих умовах експлуатації, наприклад, не вбудованих у конструкцію агрегатів протизледенних систем, засобів порятунку та залишення, аварійного обладнання, склоочисників, вогнегасників тощо.

До маси незнімного цільового обладнання $m_{оц}$, що додається до вихідної маси порожнього вертольота для формування стандартної маси порожнього вертольота, відносяться маси:

- обладнання контролю борту, включаючи прилади та сигналізацію, систему електронної індикації борту, автоматику та самописці реєстрації контролю борту;

- пілотажно-навігаційного обладнання, включаючи прилади та сигналізацію стандартної комплектації, систему електронної індикації пілотажно-навігаційного обладнання, курсові системи та інші пілотажно-навігаційні системи, зовнішнє світлотехнічне обладнання, сигнальні ракети, склоочисники, протизледенні системи;

- зв'язкового обладнання, включаючи командні та зв'язкові радіостанції, системи розпізнавання, переговорні пристрої;

- обладнання кабін, включаючи кондиціонери, систему наддуву кабін, опалення та вентиляцію кабін, віброгасники, оздоблення та теплозвукоізоляцію кабін, пасажирське, такелажно-швартувальне, пошуково-рятувальне та інше обладнання кабін;

- озброєння;

- бронювання;
- іншого цільового обладнання;
- комутаційного обладнання стандартної комплектації;
- джгутів та проведення стандартної комплектації;
- кріплення та етажерки стандартної комплектації.

До маси додаткового цільового обладнання відноситься маса обладнання, яке встановлюється додатково до стандартного обладнання загального призначення:

- цільового приладового та електронного, що не увійшов до базової маси порожнього вертольота (наприклад, системи автоматичного керування, радіолокаторів тощо);
- цільового кабін (наприклад, контейнерів для вантажів);
- цільового додаткового (озброєння, бронювання, додаткових джерел гідро- та пневмоенергії).

До маси екіпажу та спорядження відносяться маси:

- екіпажу (льотчик, штурман, бортрадист з одягом, парашутами та іншим особистим спорядженням);
- службового навантаження, що включає в себе масу знімних і скиданих частин обладнання, конструкції та силової установки, технічних рідин, що витрачаються, і речовин, знімного баласту тощо;
- олії у зовнішніх маслосистемах двигунів і трансмісії, включаючи олію в баках, радіаторах, трубопроводах;
- залишків палива, що не виробляється і незливається.

До маси палива m_T відноситься паливо, яке може бути вироблено з основних, додаткових і паливних баків, що скидаються (включаючи АНЗ).

До маси цільового (корисного) навантаження $m_{ЦН}$ відноситься маса всіх видів вантажів, для перевезення яких призначений вертоліт.

Маса порожнього вертольота разом із масою екіпажу зі спорядженням утворює масу спорядженого вертольота $m_{СН}$.

5.2. ВИЗНАЧЕННЯ ЗЛІТНОЇ МАСИ ВЕРТОЛЬОТА

Злітна маса m_o вертольота складається з маси порожнього $m_{пуст}$, маси екіпажу та спорядження $m_{ЕК}$, маси цільового навантаження $m_{ЦН}$ та маси палива m_T :

$$m_o = m_{пуст} + m_{ЭК} + m_{ЦН} + m_T. \quad (5.1)$$

Значення $m_{пуст}$ та m_T значною мірою залежать від m_o вертольота, його параметрів та ЛТХ. Для зменшення цього впливу перетворимо рівняння (5.1), розділивши обидві частини рівняння на m_o :

$$1 = \bar{m}_{пуст} + \bar{m}_T + \frac{m_{ЭК} + m_{ЦН}}{m_o}. \quad (5.2)$$

Рівняння відносних мас (5.2) дозволяє визначити m_o вертольота в першому наближенні, приймаючи як вихідні по ТЗ маси $m_{ЦН}$ і екіпажу $m_{ЕК}$. Вирішуючи рівняння (5.2) щодо m_o , отримуємо

$$m_o' = \frac{m_{ЭК} + m_{ЦН}}{1 - \bar{m}_{пуст} - \bar{m}_T}. \quad (5.3)$$

Значення $\bar{m}_{пуст}$ і \bar{m}_T можуть бути визначені за статистичними даними на основі аналізу даних гелікоптерів-прототипів.

Відносна маса порожнього вертольота характеризує ступінь вагової досконалості вертольота і пов'язана з його ваговою віддачею \bar{m} співвідношенням

$$\bar{m}_{пуст} = \frac{m_o - m_{цн}}{m_o} = 1 - \bar{m}. \quad (5.4)$$

Приблизна зміна $\bar{m}_{пуст}$ транспортного вертольота залежно від року першого зльоту (рис. 5.2) та його злітної маси m_o (рис. 5.3).

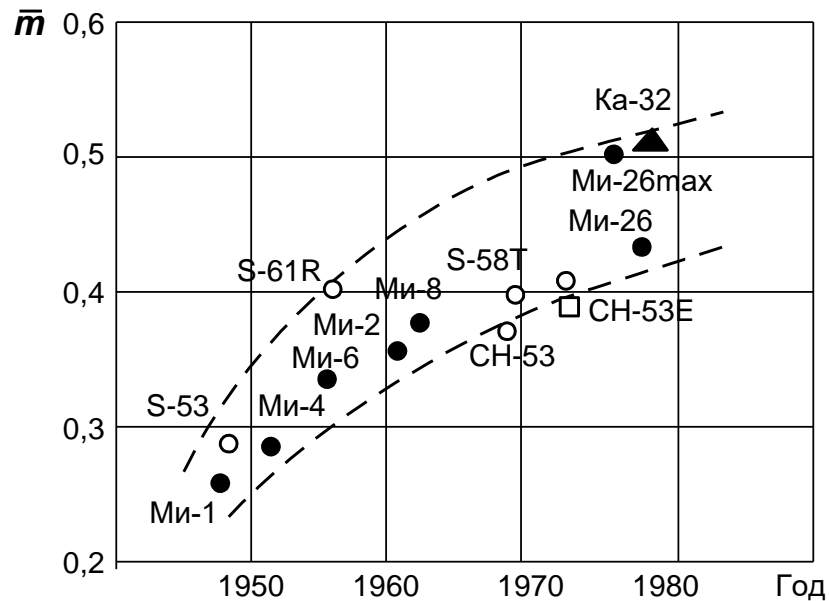


Рис. 5.2. Вагова віддача \bar{m} транспортних вертольотів в залежності від року першого зльоту

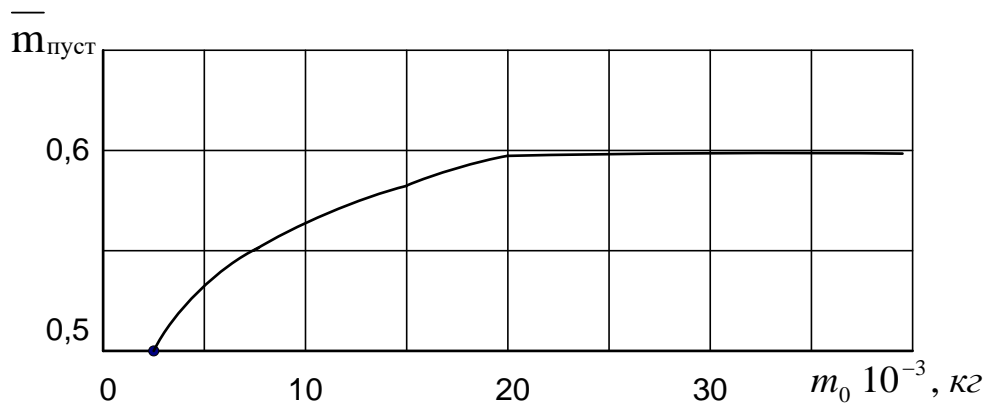


Рис. 5.3. Зміна відносної маси $\bar{m}_{пуст}$ вертольота в залежності від його злітної маси m_o

Відносна маса палива \bar{m}_T у першому наближенні може бути визначена залежно від заданої дальності за формулою

$$\bar{m}_T = \bar{q}_T L + 0,33\bar{Q}_y, \quad (5.5)$$

де \bar{q}_T – відносна кілометрова витрата палива (віднесений до m_o), 1/км; \bar{Q}_y – відносна годинна витрата палива, 1/год; L – дальність польоту, км.

Для вертольотів середньої вантажопідйомності ($10 \text{ т} < m_o < 25 \text{ т}$)

$$\bar{q}_T = (2,2...2,4) \cdot 10^{-2} \text{ та } \bar{Q}_y = (5,7...5,8) \cdot 10^{-2};$$

для важких вертольотів ($m_o > 25 \text{ т}$)

$$\bar{q}_T = (1,9...2,1) \cdot 10^{-2} \text{ та } \bar{Q}_y = (5,5...5,6) \cdot 10^{-2}.$$

Найменші значення \bar{q}_T і \bar{Q}_y відповідають вертольотам більшої вантажопідйомності.

5.3. РОЗРАХУНОК МАС ОСНОВНИХ АГРЕГАТИВ І СИСТЕМ ВЕРТОЛЬОТА

Для уточнення попередньо визначеної m_0 вертольота на всіх наступних стадіях його проектування та виготовлення необхідно знайти $m_{пуст}$, оскільки вона становить **50...60%** m_0 вертольота та визначає ступінь його вагової досконалості. Залежно від етапу проектування визначення маси агрегатів та систем вертольота використовують різні методи розрахунку, що відрізняються різною точністю, обсягом вихідної інформації, необхідної для проведення розрахунків, часом рахунку.

Основні методи розрахунку мас агрегатів та систем вертольота на різних етапах проектування можна розділити на три групи:

1. Засновані лише на використанні статистичних даних (емпіричні).

2. Напівемпіричні або змішані, засновані на обліку основних характерних розмірів агрегатів та головних, що визначають переріз деталей, навантажень. У цих методах широко використані статистичні дані, оскільки вагові коефіцієнти, що входять до формул розрахунків, визначають на їх основі.

3. Засновані на подетальному розрахунку мас агрегатів та систем. Такий розрахунок можливий лише після випуску робочих креслень, що пройшли всебічну перевірку за критеріями міцності, жорсткості, ресурсу (переважно втомної довговічності) та технологічності виконання деталей.

На етапах попереднього проектування, коли обсяг інформації про проєктований гелікоптер ще малий і багато основних параметрів тільки вибирають, доцільно використання простих емпіричних формул.

При подальшій більш детальній опрацюванні проєкту з уточненням основних параметрів та льотно-технічних характеристик вертольота доцільно застосування напівемпіричних формул вагового розрахунку, що відображають теоретично обґрунтовані взаємозв'язки параметрів та маси агрегатів, основні умови та обмеження, що діють при робочому проектуванні.

Остаточну точну масу агрегатів і систем, а водночас і $m_{пуст}$ визначають на етапі робочого проектування шляхом подетального розрахунку мас.

На всіх етапах проектування маса порожнього вертольота

$$m_{пуст} = m_{пл} + m_{су} + m_{об} \cdot \quad (5.6)$$

У свою чергу, маса планера

$$m_{пл} = m_{\phi} + m_{кр} + m_{оп} + m_{ш} + m_{упр} \cdot \quad (5.7)$$

Маса силової установки

$$m_{су} = m_{дв} + m_{трс} + m_{в} + m_{тс} + m_{мс} + m_{со} + m_{сп} \cdot \quad (5.8)$$

Маса обладнання

$$m_{об} = m_{он} + m_{оц} \cdot \quad (5.9)$$

Несучі та кермові гвинти. До маси НГ відносять масу лопатей, втулок гвинтів із кріпленням лопатей та демпферами. Маса НГ на ранніх стадіях проектування у першому наближенні може бути визначена за емпіричними залежностями, запропонованими В.Б. Баршевським:

$$m_{НВ} = 6,2D^{2,6}\sigma, \text{ кг} \quad \text{при } D = 5,8 \dots 22 \text{ м}; \quad (5.10 \text{ а})$$

$$m_{НВ} = 2D^3\sigma, \text{ кг} \quad \text{при } D = 18 \dots 35 \text{ м}, \quad (5.10 \text{ б})$$

де D – діаметр несучого гвинта, м; σ – коефіцієнт заповнення НГ.

Для більш точного визначення маси НГ на наступних стадіях проектування необхідно розраховувати масу лопатей НГ та втулки НГ окремо. У цьому випадку доцільно використовувати напівемпіричні формули А. В. Некрасова.

Маси лопатей і втулок рульових гвинтів (РГ) одногвинтових гелікоптерів підпорядковані приблизно тим самим законам, як і маси цих елементів НГ. Але оскільки РГ працюють у значно важчих умовах, ніж несучі, максимальне значення

масової характеристики лопатей РГ зазвичай $\gamma_{0max} \leq 3$. Цьому значенню γ_{0max} відповідає $(k_{лРВ})_{min} = 13$.

Управління вертольотом. У систему управління входять: ручка керування, педалі та важіль «крок-газ» в кабіні пілота, автомат перекосу, проводка керування від ручки керування, педалей та важеля «крок-газу» до бустерів, бустерна система керування несучим та кермовим гвинтами.

У першому наближенні масу системи управління можна визначити в залежності від злітної маси та діаметра несучого гвинта за формулою, запропонованою Г.К. Жустриним:

$$m_{УПР} = c_{1УПР} m_0 + c_{2УПР} D_{НВ} + c_{3УПР}, \quad (5.11)$$

де для одногвинтового вертольота відповідно до середньостатистичних даних: $c_{1УПР} = 0,0107$; $c_{2УПР} = 2$; $c_{3УПР} = 8$ – для одинарного керування; $c_{3УПР} = 20$ – для подвійного керування.

Для уточнення маси системи керування вертольотом слід розглядати масу двох її складових частин: $m_{РУПР}$ – проводки управління від ручок або педалей до бустерів і $m_{БУПР}$ – бустерної системи управління:

$$m_{УПР} = m_{РУПР} + m_{БУПР}. \quad (5.12)$$

Маса ручного проведення управління становить приблизно **20...30%** маси всієї системи управління, залежить практично тільки від загальної її довжини і може бути визначена для вертольотів одногвинтової схеми пропорційно радіусу НГ R :

$$m_{РУПР} = k_{РУПР} R. \quad (5.13)$$

Для гелікоптерів без допоміжних систем керування $k_{РУПР} = 7...10,5$ кг/м. Для вертольотів з допоміжними системами керування для відкриття вантажних ступок, трапів, капотів та випуску шасі ваговий коефіцієнт $k_{РУПР} = 18...25$ кг/м.

Бустерну систему управління, до якої входять автомат перекосу, основні бустери з їх кріпленням, система управління від цих бустерів до автомата перекосу та основна гідросистема, розраховують на навантаження від лопатей НГ, і тому можна вважати, що її маса пропорційна сумі шарнірних моментів лопатей:

$$m_{БУПР} = k_{БУПР} z_l b^2 R, \quad (5.14)$$

де z_l – число лопатей НГ; b – хорда лопаті; $k_{БУПР}$ – ваговий коефіцієнт бустерного управління.

Ваговий аналіз низки сучасних гелікоптерів показує, що досягнутий ваговий рівень бустерного управління можна оцінити значеннями $k_{БУПР} = 16...19$ кг/м³. Надалі з урахуванням поліпшення характеристик бустерів значення вагового коефіцієнта може бути знижено до $k_{БУПР} = 13...14$ кг/м³.

Трансмсія вертольота. У масу трансмісії $m_{ТРС}$ входять маси всіх редукторів, валів, муфт, опор валів, гальма несучого гвинта, а також масла в мастильній системі редукторів.

У першому наближенні масу трансмісії можна визначити в залежності від крутного моменту на валу $M_{КР}$ за формулами

$$m_{ТРС} = 0,48 M_{КР}^{0,83}, \quad (5.15)$$

$$M_{КР} = \frac{51 \xi N_{ТРС}^{\Sigma} D_{НВ}}{z_B \omega R}, \quad (5.16)$$

де $N_{ТРС}^{\Sigma}$ - максимальна потужність двигунів, що передається трансмісією, кВт; ξ - коефіцієнт використання потужності; z_B – кількість несучих гвинтів.

Для більш точного визначення маси агрегатів трансмісії можна обчислити маси окремих агрегатів трансмісії, скориставшись формулами А.В. Некрасова.

Маса головних редукторів (з кріпленням та олією)

$$m_{ГЛР} = k_{ГЛР} z_B (a_{КР} M_{КР})^{0,8}, \quad (5.17)$$

де $k_{ГЛР}$ – вагові коефіцієнти; $a_{КР}$ – коефіцієнт нерівномірності розподілу крутних моментів між НГ: $a_{КР} = 1,15$ – для поздовжньої схеми; $a_{КР} = 1,0$ – для інших схем.

Вагові коефіцієнти для великої кількості побудованих основних редукторів змінюються у досить широких межах; $k_{ГЛР} = 0,34...0,525$. У розрахунках, що відбивають середній досягнутий рівень, можна прийняти $k_{ГЛР} = 0,465$. Обертовий момент на валу НГ можна визначити за формулою (5.16).

Маса проміжних редукторів

$$m_{ПРР} = k_{ПРР} z_{ПРР} (a_{КР} M_{ЭКВ})^{0,8}, \quad (5.18)$$

де $z_{ПРР}$ – число проміжних редукторів; $M_{ЭКВ}$ – еквівалентний крутний момент; $k_{ПРР}$ – ваговий коефіцієнт; можна прийняти $k_{ПРР} = 0,7...0,9$.

Еквівалентний крутний момент на проміжному редукторі одногвинтового вертольота

$$M_{ЭКВ} = 974 N_{РВ} / n_B, \quad (5.19)$$

де $N_{РВ}$ – максимальна потужність, що передається на кермовий гвинт, кВт; n_B – частота обертання хвостового валу трансмісії.

Маса хвостового редуктора (з олією)

$$m_{ХВР} = k_{ХВР} M_{КР}^{0,8}, \quad (5.20)$$

де $M_{КР}$ визначають за формулою (5.16), а ваговий коефіцієнт $k_{ХВР} = 0,65...0,8$.

Маса трансмісійних валів

$$m_{ВАЛ} = k_{ВАЛ} L_{ВАЛ} (M_{КР})_{РАЗР}^{0,8}, \quad (5.21)$$

де $L_{ВАЛ}$ – довжина валу, м; $(M_{КР})_{РАЗР}$ – розрахунковий руйнуючий момент обертання (кручення) валу $(M_{КР})_{РАЗР} = f \cdot M_{КР}$; $k_{ВАЛ}$ – ваговий коефіцієнт; $M_{КР}$ – максимальний момент кручення на валу, що створюється силовою установкою вертольота; f – коефіцієнт безпеки.

Для валів трансмісії одногвинтових вертольотів у режимі висіння на статичній стелі приймають $f = 2,2...2,6$. Вагові коефіцієнти трансмісійних валів можуть бути прийняті $k_{ВАЛ} = 0,06...0,085$. Великі значення $k_{ВАЛ}$ відносяться до гелікоптерів менших вагових категорій, так як з технологічних міркувань співвідношення розмірів труб трансмісійних валів відрізняється від оптимального (у бік їх обтяження).

Двигуна установка (ДУ). Маса ДУ складається з маси двигуна $m_{ДВ}$, мас систем рухової установки $m_{СДУ}$ і маси паливної системи $m_{ТС}$:

$$m_{ДУ} = m_{ДВ} + m_{СДУ} + m_{ТС}. \quad (5.22)$$

Масу ДУ на стадії попереднього проектування визначають

$$m_{ДУ} = 1,835 \gamma_{ДВ} N_{ВЗЛ}^{\Sigma}, \quad (5.23)$$

де $\gamma_{ДВ}$ – питома маса двигуна, кг/кВт; $N_{ВЗЛ}^{\Sigma}$ – сумарна злітна потужність двигунів, кВт.

Значення питомої маси $\gamma_{ДВ}$ різних турбувальних реактивних двигунів в залежності від їх злітної потужності $N_{ВЗЛ}^{\Sigma}$ показані на рис. 5.4. Можна також скористатися формулами, одержаними на основі обробки статистичних даних:

$$\begin{aligned} \gamma_{ДВ} &= 2,02 / N_{ВЗЛ}^{0,356} \quad \text{при} \quad N_{ВЗЛ} < 3000 \text{ кВт}; \\ \gamma_{ДВ} &= N_{ВЗЛ}^{0,17} / 30,34 \quad \text{при} \quad N_{ВЗЛ} > 3000 \text{ кВт}. \end{aligned} \quad (5.24)$$

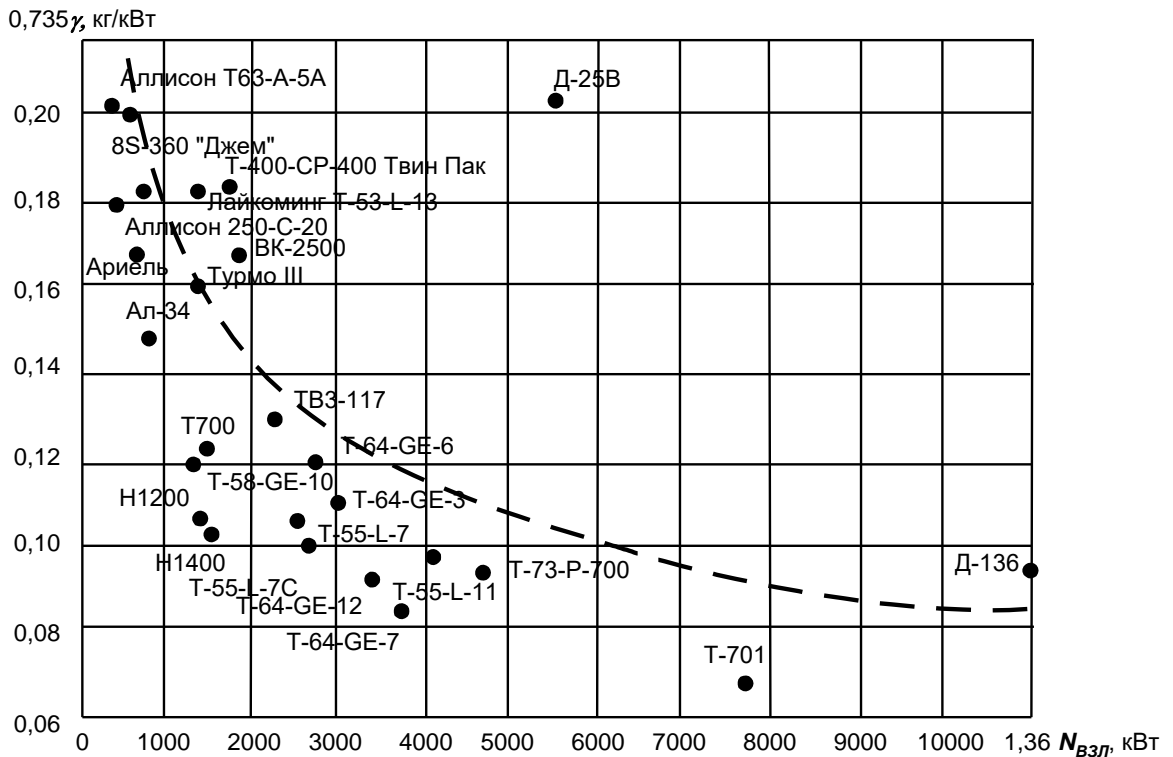


Рис. 5.4. Залежність питомої маси двигунів $\gamma_{дв}$ від злітної потужності $N_{ВЗЛ}$

Більш точне значення маси ДУ можна отримати при роздільному розрахунку мас. Якщо проектування ведеться під заданий двигун, то його маса відома.

Якщо двигун вибирають виходячи з потрібної енергоозброєності, то масу двигуна визначають залежно від його максимальної потужності:

$$m_{дв} = k_{дв} (N_{max})_{пр}^{0,7}, \quad (5.25)$$

де $(N_{max})_{пр}$ – наведена максимальна потужність двигуна – злітна потужність двигуна на висоті $H = 0$, за умов МСА.

Значення вагового коефіцієнта для досконалих сучасних двигунів можна прийняти $k_{дв} = 1...1,2$, що приблизно відповідає питомій масі двигунів середньої та великої потужності $\gamma_{дв} = 0,09...0,1$.

Маса систем ДУ також може бути виражена через наведену сумарну потужність встановлених на гелікоптері двигунів у вигляді

$$m_{сду} = k_{сду} N_{пр}^{\Sigma}. \quad (5.26)$$

Значення вагового коефіцієнта систем ДУ може бути прийнято $k_{сду} = 0,04...0,05$.

Масу паливної системи (ПС) визначають залежно від повного запасу палива $(m_T)_{плн}$ на борту:

$$m_{тс} = k_{тс} (m_T)_{плн}. \quad (5.27)$$

Для ПС з протектованими баками ваговий коефіцієнт $k_{тс} = 0,07...0,09$.

Для ПС без протектованих баків цей коефіцієнт знижується до $k_{тс} = 0,06...0,07$, а застосування гермовідсіків, маса яких зазвичай відноситься до маси планера, може призвести до зниження вагових коефіцієнтів паливної системи до значень $k_{тс} = 0,035...0,04$.

Таким чином, маса рухової установки разом із системами

$$m_{ду} = \gamma_{ду} (N_{max})_{пр}^{\Sigma} + k_{тс} (m_T)_{плн}, \quad (5.28)$$

де питома маса рухової установки

$$Y_{ДУ} = k_{сду} + \frac{k_{ДУ}}{(N_{max})_{ПР}}^{0,3} \quad (5.29)$$

Планер вертольота. У масу планера вертольота, як зазначалося, входить маса фюзеляжу, крила, оперення, капотів і шасі. Всі ці елементи тією чи іншою мірою залежать від злітної маси гелікоптера. Тому в першому наближенні масу планера вертольота можна знайти за формулою, запропонованою В. Б. Баршевським, для визначення маси корпусу:

$$m_{КОРП} = k_{КОРП} m_0, \quad (5.30)$$

де $k_{КОРП} = 0,28$ – для транспортних вертольотів одногвинтової схеми; $k_{КОРП} = 0,38$ – для гелікоптерів-амфібій; $k_{КОРП} = 0,23$ – для вертольотів-кранів.

При цьому слід врахувати, що в масу корпусу входить маса фюзеляжу, шасі, оперення, кермового гвинта, а також управління та обладнання.

Для точного визначення маси (5.7) планера вертольота слід розрахувати масу окремих його елементів.

Масу фюзеляжу вертольота можна визначити в залежності від його злітної маси m_0 , площі зовнішньої поверхні (що омивається) фюзеляжу S_ϕ , лінійних розмірів фюзеляжу L_ϕ :

$$m_\phi = k_\phi m_0^{0,25} S_\phi^{0,88} L_\phi^\alpha. \quad (5.31)$$

В якості лінійного розміру L_ϕ , що визначає діючі на фюзеляж згинальні моменти, для гелікоптерів одногвинтової і поздовжньої схем приймають відстань між гвинтами, а для гелікоптерів поперечної схеми – відстань від лінії, що з'єднує осі несучих гвинтів до фокусу сил на оперенні. Рекомендується приймати показник ступеня $\alpha = 0,16$ для одногвинтової схеми.

Площа зовнішньої (що омивається) поверхні фюзеляжу транспортного вертольота одногвинтової схеми з достатнім ступенем точності може бути визначена за формулою, запропонованою В. П. Петручиком:

$$S_\phi = 4,34H_\phi(H_\phi + B_\phi) + 1,1R(0,5R - B_\phi) + 1,25R_{НВ}(R - 0,5L_{КАБ} - 1,4H_\phi) + 1,32R_{РВ}^2 + 0,13N_{ВЗЛ}^{0,55}, \quad (5.32)$$

де H_ϕ – висота фюзеляжу; B_ϕ – ширина фюзеляжу; R – радіус несучого гвинта; $R_{РГ}$ – радіус кермового гвинта; $L_{КАБ}$ – довжина вантажної кабіни.

Для вертольота-крана

$$S_\phi = 0,088R^2 + 1,32R_{РВ}^2 + 7,88R + 0,13N_{ВЗЛ}^{0,55} + (8 + 0,00068m_0). \quad (5.33)$$

Для сучасних транспортних вертольотів можна приймати ваговий коефіцієнт $k_\phi = 1,3...1,6$.

Маса фюзеляжу, що обчислюється за формулою (5.31), для вертольотів з двигунами, не винесеними в окремі гондоли, включає масу капотів силової установки $m_{КАП}$. Оскільки у гелікоптерів поперечної схеми силова установка повністю відокремлена від фюзеляжу, масу капотів слід визначати окремо, користуючись співвідношенням

$$m_{КАП} = 2k_{КАП} (N_{ДВ} / 2)^{2/3}. \quad (5.34)$$

Ваговий коефіцієнт рекомендується приймати $k_{КАП} = 0,9$.

Маса крила вертольота одногвинтової схеми залежить від аеродинамічних сил, що діють на крило, та його розмірів: хорди, розмаху, відносної товщини профілю. Ці фактори враховують поряд з масою елементів крила, що не сприймають зовнішні навантаження, такою формулою:

$$m_{КР} = \frac{k_{КР} (\lambda_{КР} S_{КР})^{3/2} V_{РАСЧ}^2}{\bar{c}_{КР}} + q_{КР} S_{КР}. \quad (5.35)$$

Маса оперення у загальному випадку може бути визначена залежно від питомої маси 1 м^2 оперення $q_{оп}$:

$$m_{оп} = q_{оп} S_{оп}, \quad (5.36)$$

де $S_{оп}$ – площа оперення вертольота, м^2 .

Оскільки питома маса вертолітного оперення за статистичними даними має досить великий розкид ($q_{оп} = 5,6...12,4 \text{ кг/м}^2$), а площа оперення на початкових етапах проектування ще невідома, практично можна використовувати емпіричну залежність маси оперення від злітної маси вертольота

$$m_{оп} = k_{оп} m_o, \quad (5.37)$$

де $k_{оп} = 0,00136$ – для стабілізатора одногвинтового вертольота; $k_{оп} = 0,0125$ – для оперення літакового типу на двогвинтових вертольотах поперечної схеми.

Масу шасі вертольота також найчастіше визначають залежно від злітної маси вертольота:

$$m_{ш} = k_{ш} m_o, \quad (5.38)$$

де $k_{ш}$ – середньостатистичний ваговий коефіцієнт, $k_{ш} = 0,025...0,028$ – для одногвинтових вертольотів, $k_{ш} = 0,01...0,015$ – для гелікоптерів з ползковими шасі.

При визначенні маси шасі необхідно враховувати схеми вертольота і шасі, тому що від них залежать наведена до стійки шасі маса вертольота і сила, що діє на неї. Крім того, слід брати до уваги особливості конструкції шасі: можливість збирання, наявність гальм, тип пневматика і т.п. Так, маса вертолітного шасі, що прибирається, в середньому на $15...20\%$ більше, ніж неприбираного.

Маса хвостової опори одногвинтового вертольота зазвичай не перевершує $0,1\%$ злітної маси вертольота.

Устаткування вертольота. Масу всього обладнання доцільно визначати у вигляді суми мас електрообладнання та іншого обладнання (загальне його призначення та цільового незнімного обладнання):

$$m_{об} = m_{элОб} + m_{оОб}. \quad (5.39)$$

Маса електроустаткування

$$m_{элОб} = k_{пРОВ} L_{пР} + k_{элОб} S_{лНВ}^{\Sigma}, \quad (5.40)$$

де $L_{пР}$ – довжина електропроводів, м; $S_{лНВ}^{\Sigma}$ – сумарна площа лопатей НГ, м^2 .

Для одногвинтового вертольота довжину електропроводів можна прийняти рівною радіусу несучого гвинта $L_{пР} \approx R$. Вагові коефіцієнти (у кг/м) для гелікоптерів: $k_{пРОВ} = 22...24$ – для середніх одногвинтових; $k_{пРОВ} = 10...12$ – для легких. Коефіцієнти (у кг/м^2) $k_{элОб} = 5...6$ – для середніх всіх схем; $k_{элОб} = 12...16$ – для легких.

Маса решти обладнання

$$m_{оОб} = k_{оОб} m_o^{0,6}. \quad (5.41)$$

Ваговий коефіцієнт $k_{оОб}$ змінюється в діапазоні: від $(k_{оОб})_{min} = 1,6$ (визначається складом обладнання загального призначення) до $(k_{оОб})_{max} = 2,65$ (включає також і незнімне цільове обладнання).

5.4. РОЗРАХУНОК ЗЛІТНОЇ МАСИ ВЕРТОЛЬОТА

Розрахунок m_o вертольота в другому і в наступних наближеннях, як показує аналіз вагових формул, можна вести тільки після того, як вибрано параметри вертольота, розраховано потрібну енергоозброєність, обрано двигун і визначено його питомі характеристики. Важливе місце у розрахунку займає визначення потрібного запасу палива. При розрахунку m_T для польоту на задану дальність транспортного вертольота необхідно знати висоту польоту, крейсерську швидкість

та зразковий типовий профіль польоту (модель виробничої операції), що дозволяє обчислити час кожного етапу польоту та режими роботи двигунів.

Потрібний запас палива

$$m_T = k_T \sum_{i=1}^n N_i c_{ei} t_i, \quad (5.42)$$

$$m_T = k_T N_{ВЗЛ} c_{еВЗЛ} t_{\Pi} \sum_{i=1}^n \bar{N}_i \bar{c}_{ei} \bar{t}_i,$$

де $N_{ВЗЛ}$ – сумарна злітна потужність двигунів, кВт; $c_{еВЗЛ}$ – питома витрата палива на злітному режимі, кг/(кВт·год); t_{Π} – час польоту, год; n – кількість елементів виробничої операції (етапів польоту); \bar{N}_i – ступінь дроселювання двигунів при виконанні i -го етапу польоту, $\bar{N}_i = N_i / N_{ВЗЛ}$; \bar{c}_{ei} – дросельна характеристика витрати палива; \bar{t}_i – відносний час виконання i -го етапу польоту.

Типовий профіль польоту транспортного вертольота включає: зліт і контрольне висіння; набір висоти горизонтального польоту; політ за маршрутом; зниження, зависання та посадку.

Загальний час польоту визначають як суму часу окремих етапів польоту.

$$t_{\Pi} = t_1 + t_2 + t_3 + t_4, \quad (5.43)$$

де t_1 – час зльоту та посадки, $t_1 = 0,015...0,025$ год; $t_2 = H_{ГП} / V_{Унаб}$ – час набору висоти горизонтального польоту ($H_{ГП} = 3600$ м), год; $t_3 = L / V_{КРС}$ – час горизонтального польоту, год; $t_4 = H_{ГП} / V_{Усн}$ – час зниження до висоти зависання, год; L – дальність горизонтального польоту (з урахуванням траєкторії набору висоти та зниження), км; $V_{КРС}$ – крейсерська швидкість польоту, км/год; $V_{Унаб}$ – скоропідйомність вертольота, м/с; $V_{Усн}$ – вертикальна швидкість зниження вертольота, м/с.

За відсутності питомих витратних характеристик двигунів можна скористатися такими емпіричними залежностями:

$$c_{еВЗЛ} = 0,545 / N_{ДВ}^{0,081} \text{ при } N_{ДВ} > 3000 \text{ кВт;}$$

$$c_{еВЗЛ} = 1,067 / N_{ДВ}^{0,167} \text{ при } N_{ДВ} \leq 3000 \text{ кВт,} \quad (5.44)$$

або запропонованою А.В. Некрасовим залежністю

$$c_{еВЗЛ} = k_{се} / N_{ВЗЛ}^{0,1}, \quad (5.45)$$

де $k_{се} = 0,620...0,686$: менші значення $k_{се}$ відносяться до двигунів більшої потужності, а великі – до двигунів меншої потужності.

Зміна питомої витрати палива залежно від ступеня дроселювання двигуна приблизно можна визначити, користуючись співвідношенням

$$c_{еN} = [c_{еВЗЛ} - 0,16(1 - \bar{N})] / \bar{N}, \quad (5.46)$$

де $\bar{N} = N_{ГП} / N_{ВЗЛ}$, $N_{ГП}$ – потрібна потужність для горизонтального польоту на крейсерській швидкості $V_{КРС}$.

При цьому слід мати на увазі, що розрахунок потрібної потужності для горизонтального польоту необхідно вести для середньої злітної маси гелікоптера, яку приблизно можна визначити, враховуючи таким чином зміну польотної маси гелікоптера внаслідок вигорання палива:

$$m_{ОСР} = m_0 - 0,5m_T. \quad (5.47)$$

Злітна маса другого наближення складається з мас порожнього вертольота $m_{пуст}$, палива m_T , цільового навантаження $m_{ЦН}$, екіпажу та спорядження $m_{ЕК}$:

$$m_0'' = 1,1 m_{пуст} + m_T + m_{ЭК} + m_{ЦН}. \quad (5.48)$$

Коефіцієнт $1,1$ при $m_{пуст}$ враховує запас на перетягування конструкції. Процес визначення злітної маси є ітераційним, і на кожному кроці ітерації необхідно

знаходити зміну m_o після попереднього кроку і порівнювати його із заданою точністю розрахунку, тобто проводити перевірку умови

$$(m_o^{i+1} - m_o^i) / m_o^i \leq \varepsilon, \quad (5.49)$$

де ε – задана точність обчислення злітної маси.

Величина ε різна для різних етапів проектування вертольотів. Вона визначається, перш за все, ступенем опрацювання проекту вертольота, точністю вихідних даних, рівнем аеродинамічних, міцнісних та вагових розрахунків, що проводяться на кожному етапі проектування: на стадії розробки технічної пропозиції або технічного завдання $\varepsilon = 8...10\%$, при розробці ескізного проекту $\varepsilon = 3...4\%$, у процесі робочого проектування $\varepsilon = 1...2\%$.

При розрахунку m_o вертольота завжди слід пам'ятати, що, зазвичай, реальна маса порожнього вертольота перевищує її розрахункове значення. Існує багато об'єктивних причин цього явища (недостатнє опрацювання конструкції та подальше її доведення в процесі статичних, динамічних і льотних випробувань, додаткові вимоги замовника), і завдання конструктора полягає в тому, щоб правильно врахувати цю обставину і не допустити перевищення закладеного в розрахунках запасу на перетягування конструкції в середньому на 10%.

Для цієї мети на всіх стадіях проектування, як правило, розробляють ліміти мас для кожного агрегату вертольота, які постійно коригують та уточнюють у міру конструктивного опрацювання проекту вертольота. Тільки ретельний аналіз роботи конструкції, впровадження нових конструктивних рішень, матеріалів та технологій дозволяють успішно вирішувати завдання постійної вагової досконалості гелікоптерів.