

Лекція № 7

КОМПУВАННЯ ТА ЦЕНТРУВАННЯ ВЕРТОЛЬОТА

Компонування вертольота є заключним етапом розробки проекту і є просторовою ув'язкою всіх частин вертольота.

Процес компонування складається з взаємопов'язаних аеродинамічної, об'ємно-вагової та конструктивно-силової компоновок.

Під аеродинамічною компоновкою зазвичай розуміють вибір схеми вертольота, взаємне розташування несучих і кермових гвинтів, вибір параметрів та розміщення оперення, визначення зовнішніх форм планера (фюзеляжу, крила, оперення), розміщення повітрозабірників та систем вихлопу силової установки.

У завдання **об'ємно-вагового компонування** входить взаємне розташування окремих частин та агрегатів вертольота, розміщення вантажів, пасажирів, екіпажу та обладнання вертольота, та визначення положення центру мас (ц.м.) вертольота для різних польотних умов.

Конструктивно-силове компонування забезпечує ув'язування силових схем частин гелікоптера, визначаючи схему передачі навантажень від основних агрегатів гелікоптера на силові елементи фюзеляжу, вирішує питання організації роз'ємів, доступу до окремих агрегатів та обладнання, зберігання гелікоптера тощо.

Компонування вертольота залежить від багатьох факторів (призначення вертольота, його схем, типу та числа двигунів), пов'язаних між собою, і тому, як правило, процес компонування носить інтерактивний характер. Для кожного варіанта компонування розраховують центрування вертольота, оскільки однією з цілей компонування є отримання заданого діапазону центрування. Основні вимоги, які необхідно виконувати в процесі компонування, визначаються тим колом задач, які вирішуються під час проведення окремих видів компонування.

1. АЕРОДИНАМІЧНА КОМПОНОВКА

Завдання аеродинамічного компонування.

Проведення аеродинамічного компонування вертольота спрямоване насамперед на виконання основних аеродинамічних вимог:

- досягнення найвищої аеродинамічної якості вертольота;
- отримання максимальної тяги несучого гвинта при мінімальних витратах потужності;
- забезпечення необхідної стійкості та керованості;
- створення найсприятливіших умов для роботи силової установки;
- виключення можливості виникнення критичних, небезпечних для життя льотчиків і пасажирів режимів польоту (зривні режими, режими «вихрового кільця», флаттер, «земний резонанс» тощо).

Виконання цих вимог забезпечується:

- взаємним розташуванням несучих та кермових гвинтів;
- вибором форми та розмірів крила та розміщення його на фюзеляжі;
- вибором розмірів та розташування стабілізатора;
- вибором схеми та розташування шасі;
- вибором зовнішніх форм фюзеляжу та ув'язуванням окремих частин вертольота;

- установкою обтічників, залізів та інших засобів, що покращують аеродинамічний обтік;
- вибором форми повітрозабірників, повітроводів та систем вихлопу силових установок.

Всі ці завдання знаходять своє відображення при розробці компоувального креслення, що складається з поздовжнього бічного розрізу вертольота, ряду поперечних перерізів, окремих видів та в деяких випадках (для складних за схемою гелікоптерів) розрізу в плановій проекції. Якщо двигуни знаходяться в окремих гондолах поза фюзеляжем, то, як правило, робиться компоування креслення гондоли.

Взаємне розташування несучих та кермових гвинтів. Компоування вертольота значною мірою визначається взаємним розташуванням гвинтів, що залежить від схеми вертольота.

Для одногвинтового вертольота важливим чинником в зв'язку з цим є вибір розташування кермового гвинта. Максимальна тяга РГ на режимі висіння з урахуванням забезпечення дорожнього керування вертольота при несприятливому напрямку вітру повинна бути не меншою

$$T_{рг} = 1,25 M_{кр} / L_{хв},$$

де $M_{кр}$ - реактивний крутний момент НГ; $L_{хв}$ – відстань між осями несучого та рульового гвинтів, м; зазвичай

$$L_{хв} = \frac{d + D}{2} + 0,5.$$

Щоб виключити крен фюзеляжу при вертикальному зльоті та висінні, вісь обертання РГ рекомендується розташовувати в площині, що проходить через центр втулки НГ, перпендикулярно до його осі (рис. 1).

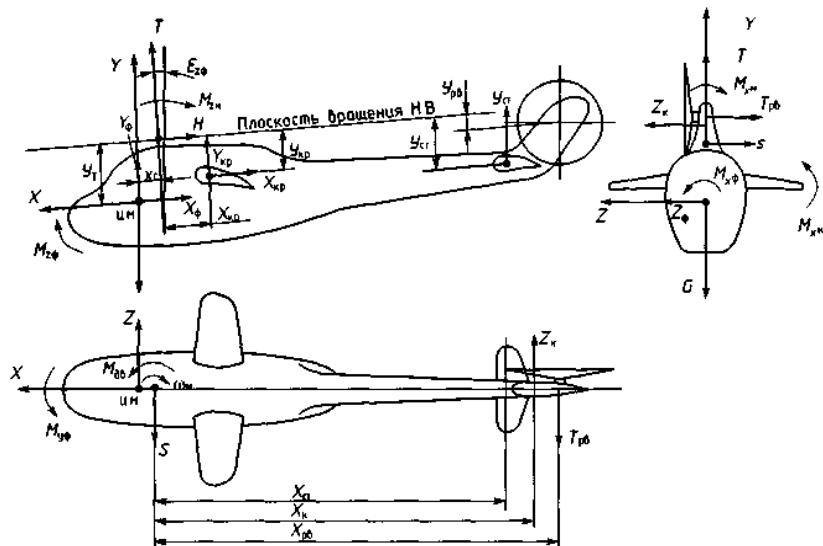


Рис. 1. Системи координат та навантаження, що діють на вертоліт

На рис. 2 показаний крен фюзеляжу вертольота у разі, коли втулка РГ не лежить у площині обертання НГ. При цьому умовно прийнято, що центр вертольота (ц. м.) лежить на осі НГ, а втулка НГ не має рознесення горизонтальних шарнірів.

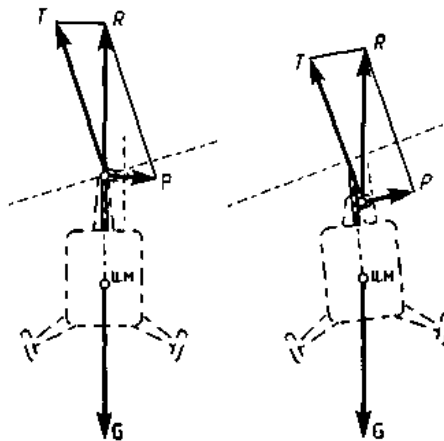


Рис. 2. Сили та моменти, що діють на вертоліт

Винос РГ вгору сприяє поліпшенню поперечної стійкості вертольота в горизонтальному польоті, що є важливою обставиною для експлуатації та зменшує небезпеку зачеплення лопатями РГ за землю під час посадки або маневрування вертольота на гранично малих висотах. Крім того, таке розташування РГ зменшує шкідливий вплив скошеної вихрової пелени НГ на аеродинамічні навантаження лопат РГ на режимах горизонтального польоту вертольота.

Однак винесення осі РГ у площину обертання НГ призводить до необхідності значного подовження кінцевої балки або кіля, що викликає обтяження конструкції, збільшення шкідливого опору, погіршення центрування та ін. Тому на практиці вісь РГ мають нижче втулки НГ. Це викликає крен вертольота при зльоті та висінні на $2...3^\circ$ у напрямку, протилежному напрямку дії сили тяги РГ.

При зльоті вертольота, що має, наприклад, лівий напрямок обертання НГ (за годинниковою стрілкою на вигляді зверху), у момент відриву від землі спочатку відокремлюється ліве колесо, а при вертикальній посадці спочатку стосується землі праве колесо.

На вертольотах Ми-10 і Ми-24 кабіни пілотів повернуті навколо поздовжньої осі вертольота щодо центральної частини фюзеляжу вліво (на вигляді ззаду) на $1,5...2,5^\circ$. Завдяки цьому балансувальні кути крену, що вимірюються по кабіні, виявляються близькими до нуля, а вертикальний зліт і посадку вертольота виконують на обидва колеса одночасно.

Іноді при встановленні РГ його вісь відхиляють від горизонтального положення (на вертольотах СН-53Е «Супер Стадіон» та УН -60 А «Блек Хоук»), щоб вертикальний компонент тяги РГ створював пікіруючий або кабруючий момент для поліпшення поздовжнього балансування вертольота. Вісь НГ також мають не строго перпендикулярно до будівельної горизонталі фюзеляжу вертольота, а нахилляють вперед від нормалі на кут $E_{z\varphi} = 3...5^\circ$ (див. рис. 1). Це необхідно для того, щоб на крейсерському режимі польоту вісь фюзеляжу була спрямована вздовж траєкторії польоту і внаслідок цього фюзеляж мав би найменший лобовий опір.

Такий нахил осі НГ призводить також до зменшення згинальної напруги на валу НГ на режимах максимальної тривалості.

Перевищення кінців лопатей над хвостовою балкою або передньою частиною фюзеляжу повинно бути таким, щоб унеможливилася будь-яка

можливість удару лопаті по елементах конструкції на всіх режимах польоту, у тому числі і при маневрах (введення в пікірування та виведення з гірки).

Розташування втулки НГ над фюзеляжем визначається (рис. 3):

- кутом відхилення рукава втулки вниз на упор відцентрового обмеження звису ($\sim 1,5...2^\circ$);
- статичним прогином лопаті ($\gamma_R \approx 0,12 \cdot R$);
- відстанню по вертикалі між кінцем лопаті, що не обертається, і хвостовою балкою вертольота ($0,05...0,07$) $\cdot R$.



Рис. 3. Розташування втулки НГ над фюзеляжем

Безпечні зазори між лопатями НГ та елементами конструкції планера при цьому повинні бути не менше 3° .

Вибір параметрів та розміщення крил.

Крило вертольота призначене для розвантаження НГ на великих швидкостях польоту та збільшення таким чином максимальної горизонтальної швидкості за рахунок віддалення зриву потоку з НГ. Крім того, крило використовують для підвіски різного обладнання, розміщення в ньому паливних баків і стійок шасі, що забирається. Установка крила, як правило, дещо покращує балансування та стійкість вертольота на горизонтальних режимах польоту.

Водночас крило збільшує (до 7 %) масу конструкції вертольота, знижуючи таким чином вагову віддачу, і призводить до додаткових втрат тяги на обдування, особливо відчутну на вертикальних режимах. Тому питання доцільності установки крила має вирішуватися з призначення вертольота і характеру виконуваних ним завдань.

Крило, яке зазвичай має товстий симетричний профіль і трапецієподібну форму (у плані), починає нести, тобто створювати помітну підйомну силу, на швидкостях польоту понад 100 км/год. При швидкості польоту біля 200 км/год крило вже розвантажує НГ на 10...15 %, а за швидкості 300 км/год – на 20...25 %.

Кут заклинення крила (кут установки щодо будівельної горизонталі фюзеляжу - БГФ) підбирають, виходячи з умови забезпечення ефективної роботи

крила на великих швидкостях польоту, коли кут тангажу вертольота досягає негативних значень. Його значення може бути визначене у вигляді суми

$$\varphi_{кр} = \alpha_{кр} - \vartheta + \Delta\alpha_{НВ},$$

де $\alpha_{кр}$ - даний кут атаки крила на максимальній швидкості польоту; ϑ - кут тангажу, що визначається поздовжнім балансуванням вертольота; $\Delta\alpha_{НВ}$ - скіс потоку, зумовлений полем індуктивних швидкостей НГ.

Оскільки кут тангажу значною мірою залежить від центрування вертольота, при задньому центруванні кут заклинення крила менше, ніж при передньому, а зміщення центру мас назад призводить до збільшення підйомної сили крила за рахунок збільшення $\alpha_{кр}$.

Скіс потоку від поля індуктивних швидкостей НГ різний на правій та лівій консолях крила через нерівномірність цього поля по азимуту НГ. Максимальний скіс потоку виникає на азимуті 90° . Тому кут атаки на лівій консолі крила для лівого напрямку обертання НГ, а отже, підйомна сила на ній буде меншою, ніж на правій. Однак ця обставина покращує поперечне балансування вертольота, так як момент крену, що виникає, протидіє хрещучому моменту від поперечної сили НГ і дозволяє зменшити необхідне для балансування відхилення ручки управління вліво при збільшенні швидкості польоту.

Для збільшення такого позитивного впливу крила на поперечне балансування вертольота кут заклинення правої консолі збільшують на $1,5...2^\circ$ порівняно з лівою.

Для поліпшення поздовжнього балансування вертольота крило зазвичай розміщують у центральній частині фюзеляжу, поєднуючи $1/4$ середньої аеродинамічної хорди (САХ) крила з центром мас вертольота або маючи крило дещо позаду нього. У першому випадку підйомна сила, що виникає на крилі, не надає помітного впливу на поздовжнє балансування вертольота, а в другому – створює пікіруючий момент, що покращує поздовжню статичну стійкість планера вертольота по кутку атаки, але в той же час дещо погіршує її швидкість польоту вертольота.

Крило істотно впливає на поперечну статичну стійкість планера при польоті вертольота зі ковзанням. Установка крила дещо підвищує поперечну стійкість фюзеляжу, що починає ускладнювати пілотування вертольота. У деяких випадках для зменшення поперечної стійкості планера крило встановлюють з негативним кутом поперечного крену (див. рис. 1), як це зроблено, наприклад, на гелікоптері Ми-24.

Для зменшення шкідливого аеродинамічного взаємного впливу між крилом і фюзеляжем місця стиків закривають залізами, що забезпечують плавне сполучення поверхонь.

Вибір параметрів та розміщення хвостового оперення. Хвостове оперення вертольота призначене для забезпечення в горизонтальному польоті поздовжнього балансування, поздовжньої та дорожньої стійкості вертольота. Воно складається зі стабілізатора та кіля.

Стабілізатор, що має досить товстий симетричний аеродинамічний профіль та трапецієподібну форму (у плані), покращує характеристики поздовжнього балансування та стійкості вертольота. Застосовують стабілізатори двох типів: некеровані та керовані.

Керований стабілізатор кінематично пов'язаний з керуванням загальним кроком НГ таким чином, що при збільшенні загального кроку НГ кут установки

стабілізатора $\varphi_{ст}$ також збільшується. Поздовжній момент, створюваний стабілізатором, зростає при цьому у бік пікірування, протидіючи збільшенню кабруючого моменту НГ при збільшенні загального кроку в поступальному польоті.

Розміри, отже, площі горизонтального і вертикального оперень значною мірою залежить від місця розташування. Стабілізатор на одногвинтових гелікоптерах, як правило, встановлюють на кінці хвостової балки в одному з трьох положень I - III, показаних на рис. 4. У положенні I на режимах висіння та горизонтального польоту з малою швидкістю стабілізатор повністю знаходиться в зоні обдування повітряним потоком, створюваним НГ. При цьому на стабілізаторі, як і на крилі, виникає значний індуктивний скіс потоку від НГ, що викликає втрати тяги НГ внаслідок обдування стабілізатора на режимі висіння і зменшує ефективність стабілізатора на малих швидкостях горизонтального польоту.

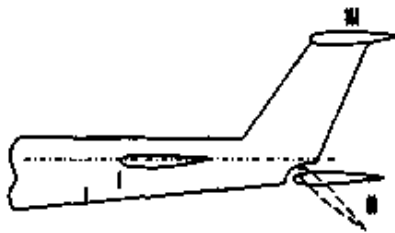


Рис. 4. Схема можливого розташування стабілізатора на гелікоптері одногвинтової схеми

У горизонтальному польоті, крім індуктивного скосу потоку від НГ на стабілізаторі, виникає скіс потоку від фюзеляжу і крила. В результаті значного в цілому сумарного скосу потоку кут атаки стабілізатора $\alpha_{ст}$, як правило, виявляється негативним, навіть якщо кут установки стабілізатора позитивний, $\varphi_{ст} > 0^\circ$. Внаслідок цього стабілізатор створює негативну підйомну силу і, відповідно, кабруючий момент щодо центру мас вертольота. Зі збільшенням горизонтальної швидкості польоту скіс потоку від НВ зменшується, внаслідок чого знижується момент, що кабріює, що є однією з причин появи «ложки» – характеристики профільного балансування вертольотів одногвинтової схеми.

Установка стабілізатора в положення I позначається особливо несприятливо при висенні вертольота з вітром ззаду: вітер відхиляє індуктивний потік НГ вперед і стабілізатор, що має негативний кут установки, створює момент, що пікірує, що вимагає для балансування додаткового відхилення ручки на себе. Тому в положенні I площа стабілізатора обмежується з умови забезпечення необхідного запасу керування при висенні вертольота з гранично передньою центровкою та вітром ззаду, а також внаслідок додаткових втрат сили тяги НГ на обдування стабілізатора при висенні.

При встановленні в положення II на режимі висіння стабілізатор виявляється поза повітряним потоком від НГ, і вітер ззаду не надає на нього серйозного впливу. Однак, як тільки гелікоптер починає рухатися вперед, повітряний потік від НГ, відхиляючись назад, відразу потрапляє на стабілізатор. Індуктивний скіс потоку від НГ, що виникає при цьому, призводить до виникнення, як і в положенні I, потужного кабруючого моменту, для парірування якого потрібно значне відхилення ручки від себе.

Для зменшення впливу індуктивного скосу потоку від НГ на характеристики стабілізатора деяких гелікоптерів (UH-60A «Блек Хоук», AH-64A «Апач») стабілізатор, встановлений у положення II, роблять керованим за швидкістю

польоту. На режимі висіння і малих швидкостях польоту кут його установки $\varphi_{\text{ст}} = 30^\circ \dots 40^\circ$. Індуктивний скіс потоку від НГ не викликає при цьому великого моменту, що кабриює. У міру зростання швидкості польоту кут установки стабілізатора автоматично зменшується до значень, необхідних для забезпечення поздовжнього балансування вертольота. На режимі авторотації стабілізатор має негативний кут установки.

Найменший вплив індуктивний скіс потоку від НГ надає стабілізатор, встановлений у положення III. Але такий варіант установки стабілізатора вимагає, по-перше, додаткового збільшення маси хвостового оперення, а по-друге, на режимі горизонтального польоту стабілізатор виявляється прямо в сліді збуреного потоку від НГ, що створює на стабілізаторі високий рівень змінних навантажень.

Площу стабілізатора $S_{\text{СТ}}$ вибирають головним чином з вимог до поздовжньої стійкості вертольота, що визначаються прийнятними значеннями похідних поздовжнього моменту вертольота по куту атаки та кутової швидкості тангажу. Тому величина $S_{\text{СТ}}$ значною мірою залежить від місця розташування стабілізатора, що визначає його віддалення від центру мас вертольота. На одногвинтових вертольотах з довгою хвостовою балкою площа стабілізатора значно менша, ніж на співвісних, і зазвичай становить (0,5...1) % площі, що омітається НГ. На деяких зарубіжних вертольотах (S-76, УН-60А, АН-64А та ін.) вона досягає значень 1,5...2 %. Компонування співвісного вертольота не дозволяє здійснити достатнє винесення стабілізатора, тому для забезпечення гарної поздовжньої стійкості його площу збільшують.

Кіль для одногвинтового вертольота необов'язковий. Більше того, на злітно-посадкових режимах він навіть погіршує льотні дані вертольота. Але необхідність встановлення кінцевої балки на одногвинтовому гелікоптері призводить до доцільності її виконання у вигляді кіля, що частково розвантажує РГ на великих швидкостях горизонтального польоту та покращує дорожню стійкість вертольота.

Для співвісного вертольота вертикальне оперення у вигляді кілів є єдиним засобом забезпечення дорожньої стійкості. Оскільки через компактність вертольотів співвісної схеми відстань від кілів до центру мас вертольота порівняно мала, доводиться ставити потужне двокільове вертикальне оперення з кермами повороту.

Кіль, що встановлюється на одногвинтовому гелікоптері замість застосовуваної раніше кінцевої балки, має товстий несиметричний профіль, трапецієподібну форму, розташований під кутом $30^\circ \dots 60^\circ$ до поздовжньої осі хвостової балки і повернутий на кут $5^\circ \dots 7^\circ$ щодо вертикальної площини симетрії планера вертольота у бік обертання НГ (ліворуч при лівому напрямку обертання). При цьому на режимі горизонтального польоту кіль створює бічну аеродинамічну силу, спрямовану у бік сили тяги РГ.

На співвісному гелікоптері кілі є єдиним засобом забезпечення його колійної стійкості, а керми повороту, що встановлюються на них, сприяють поліпшенню колійної керованості вертольота в горизонтальному польоті. Вертолїт співвісної схеми має, як правило, потужне вертикальне оперення, яке включає два вертикальних кіля-шайби з кермами повороту, а на деяких типах вертольотів - додаткові верхній і нижній кілі, встановлені на хвостовій балці. Таке вертикальне оперення забезпечує достатню колійну стійкість при невеликих габаритних розмірах гелікоптера та значною мірою покращує колійну керованість гелікоптера в горизонтальному польоті та авторотації НГ.

Для підвищення ефективності вертикального оперення при польоті з великими кутами ковзання, коли можливий зрив потоку на обох киях одночасно, кілі-шайби співвісного вертольота розгортаються відносно вертикальної площини симетрії всередину на 15° .

Площа вертикального оперення на сучасних вертольотах одногвинтової схеми становить (0,6...1,5) % ометаної площі НГ. На вертольотах, у яких замість звичайного кермового гвинта встановлений багатолопатевиий гвинт у каналі – «фенестрон» (SA-341Gx «Газель», SA-365N «Дофен»), площа вертикального оперення збільшена до 2,5...3,5 % ометаної площі НГ. На вертольотах співвісної схеми площа вертикального оперення становить 2,5...3,0 % площі, що омітається НГ.

Вибір зовнішніх форм фюзеляжу. Форма фюзеляжу визначається схемою, компонованням, призначенням та умовами експлуатації вертольота. Компоновання більшості сучасних російських гелікоптерів виконане з розміщенням двигунів над центральною частиною фюзеляжу перед редуктором НГ.

У поєднанні з шасі, що не забирається, і довгою хвостовою балкою фюзеляж одногвинтового вертольота виявляється вельми незручним, що проявляється головним чином у збільшенні лобового опору і несприятливих моментних характеристиках. Фюзеляж вертольота співвісної схеми відрізняється меншим подовженням, більшою симетрією та компактністю. Аеродинамічні характеристики фюзеляжу, що визначаються коефіцієнтами $C_{x\phi}$ і $C_{y\phi}$, залежать від кута атаки фюзеляжу (рис. 5).

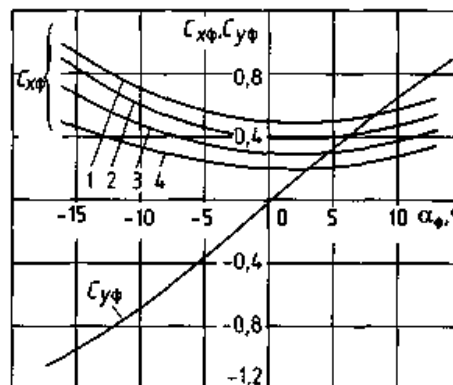


Рис. 5. Залежності коефіцієнтів підйомної сили та лобового опору від кута атаки α_{ϕ} фюзеляжу:

1 – втулка; 2 – шасі; 3 – інші несучі елементи; 4 – фюзеляж

Коефіцієнт лобового опору мінімальний у діапазоні кута атаки фюзеляжу $0^\circ < \alpha_{\phi} < 10^\circ$ і зростає при подальшому його збільшенні.

Це зростання для різних форм фюзеляжу по-різному. На рис. 6 показано зміну відношення $K_{\alpha} = C_{x\alpha} / C_{x0}$ коефіцієнтів опору фюзеляжу при куті атаки α_{ϕ} і при $\alpha_{\phi} = 0^\circ$ для найбільш поширених форм фюзеляжу. Для найбільш традиційної форми фюзеляжу російських гелікоптерів (тип 1) на негативних кутах атаки значення K_{α} зростає інтенсивніше, ніж на позитивних, коли хвостова балка виявляється аеродинамічно затіненою фюзеляжем.

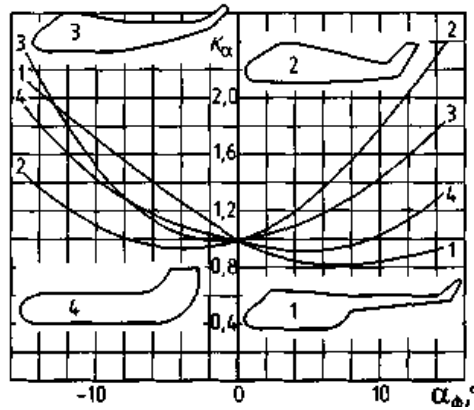


Рис. 6. Типові залежності, що характеризують зміну коефіцієнта K_α по кутку атаки α_ϕ для чотирьох найбільш характерних форм фюзеляжів гелікоптерів

Коефіцієнт підйомної сили фюзеляжа майже лінійно збільшується по кутку атаки в діапазоні $-30^\circ < \alpha_\phi < 30^\circ$, поки зберігається плавне обтікання фюзеляжу, що відповідає його поздовжнім обведенням. Хоча в експлуатаційному діапазоні кутів атаки підйомна сила фюзеляжу негативна, її значення в порівнянні з тягою НГ мало, і тому основну роль в аеродинаміці гелікоптера відіграє лобовий опір фюзеляжу.

Лобовий опір фюзеляжу складається з опорів самого фюзеляжу, елементів конструкції, що встановлюються на ньому: шасі, хвостових опор, втулок гвинтів, хвостового редуктора, антени, підвісних баків.

Для зменшення лобового опору фюзеляжу і відповідного поліпшення льотних даних вертольотів застосовують шасі і хвостову опору, що забираються, капотують втулки гвинтів, елементи шасі і хвостовий редуктор, використовують вбудовані в обводи антени, усувають нерівності на поверхні фюзеляжу (стики обшивки, головки заклепок, замки, ручки т.д.), аеродинамічно облагороджують вхідні та вихідні пристрої двигунів.

Зменшенню лобового опору фюзеляжу помітно сприяють його герметизація та розміщення паливних баків усередині фюзеляжу. Форма поперечного перерізу фюзеляжу помітно впливає на величину $C_{x\phi}$ при різних кутах атаки. На рис. 7 показані залежності K_α від кута атаки α_ϕ фюзеляжу для різних поперечних перерізів. У зоні робочих кутів атаки при крейсерських швидкостях польоту фюзеляж квадратного перерізу має опір вчетверо більше, ніж фюзеляж круглого перерізу.

На опір фюзеляжу помітний вплив має довжина циліндричної ділянки центральної частини. Мінімальний опір при $\alpha_\phi = 0^\circ$ матиме фюзеляж краплеподібної форми, коли найбільший поперечний переріз розташовується на $0,435L_\phi$ від носа фюзеляжу. При встановленні циліндричної вставки, довжина якої дорівнює трьом діаметрам поперечного перерізу, опір збільшується на 7,5 % у порівнянні з опором фюзеляжу того ж таки подовження, але без циліндричної вставки.

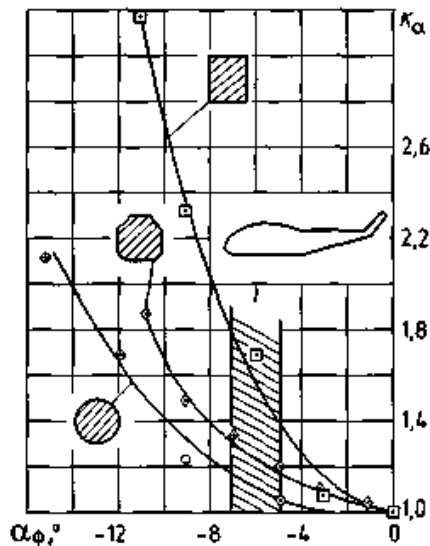


Рис. 7. Вплив форми поперечного перерізу типового фюзеляжу на величину коефіцієнта K_α

Форма хвостової частини фюзеляжу суттєво впливає на його опір. Щоб уникнути відриву потоку в хвостовій частині фюзеляжу, необхідно забезпечити її плавне звуження, а поперечний переріз повинен мати еліптичну форму або великі радіуси округлення.

Як видно із рис. 8 при подовженні хвостової частини $\lambda_{хв} > 2$ донний опір $\Delta C_{ххв}$ зникає, оскільки обтікання стає практично безвідривним. Оптимальне подовження хвостової частини, при якому її опір мінімальний, становить 2...2,5.

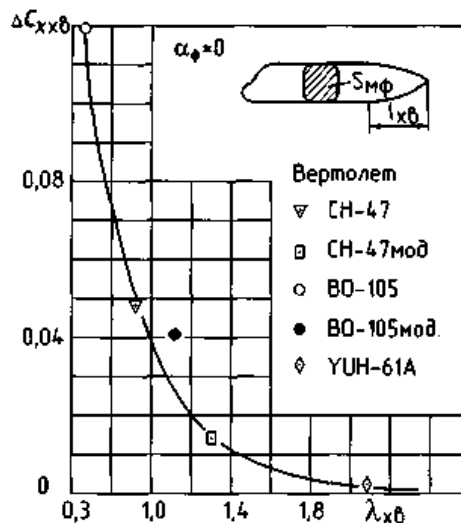


Рис. 8. Вплив форми хвостової частини фюзеляжу на величину донного опору $\Delta C_{ххв}$

Великий вплив на аеродинамічні характеристики фюзеляжу має надбудова над його центральною частиною, що включає головний редуктор, вентилятор, блок гідروпідсилювачів, витратні паливні баки, генератори і т.д. Надбудова, як правило, закрита капотами, що захоплюють у деяких випадках (вертоліт Ми-26) та автомат перекоосу.

При горизонтальному польоті в певному діапазоні швидкостей в задній частині надбудови виникає зрив потоку з появою вихорів типу «доріжки Кармана», що викликають пульсацію повітряного потоку в області РГ і хвостового оперення та підвищений рівень поперечних вібрацій на гелікоптері. Для усунення цього явища у верхній частині фюзеляжу поблизу переходу в хвостову балку встановлюють аеродинамічні гребені (вертоліт Ми-26), що перешкоджають перетіканню прикордонного шару з бокових поверхонь надбудови та сприяють безперервному плавному спливу повітря із задньої застійної зони. Іноді для цієї мети в задній частині надбудови встановлюють спеціальний козирок (вертоліт Сікорського S-61).

2. ОБ'ЄМНО-ВАГОВА КОМПОНІВКА

Основним завданням об'ємно-вагового компонування є взаємне розташування агрегатів та обладнання вертольота, розміщення екіпажу, пасажирів та вантажів та забезпечення заданого центрування для різних варіантів завантаження вертольота. При виконанні об'ємно-вагового компонування доводиться задовольняти велику кількість різноманітних вимог, головними з яких є вимоги до забезпечення надійної та безпечної роботи агрегатів та обладнання, зручності їх обслуговування, а також вимоги щодо розміщення екіпажу, пасажирів, вантажів та спецобладнання. До останніх вимог, зокрема, належать:

- гарний огляд із кабіни пілотів;
- зручність розміщення екіпажу та пасажирів;
- зручність залишення вертольота при аваріях;
- можливість швидкого завантаження та вивантаження вантажів та надійність їх кріплення;
- зручний доступ до спеціального обладнання та зручність користування ним, а також легкість його монтажу та демонтажу.

Розміщення екіпажу. Правильне розміщення екіпажу, що забезпечує зручність його роботи та гарний огляд з кабіни, є одним із найважливіших завдань об'ємно-вагового компонування. Розміщення членів екіпажу та розташування приладових дощок, пультів, рукояток та важелів управління повинні відповідати вимогам Авіаційних правил АП-29 та, як правило, регламентуються відповідними стандартами.

Важелі управління як окремими агрегатами і системами, так і гелікоптером в цілому, що розміщуються в кабіні на робочому місці льотчика, повинні бути досяжними для нього і видимими з його робочого місця. Найважливіші важелі управління, а також призначені для найбільш складних етапів польоту та в аварійних ситуаціях, повинні розміщуватися в найкращих за досяжністю та оглядом зонах. Важелі управління, що застосовуються в менш напружених етапах польоту, можуть бути встановлені в місцях, що досягаються для льотчика, але оглядаються при певному відхиленні від основного робочого положення або з поворотом голови.

Ручка управління, педалі та важіль «крок-газ», практично безперервно і одночасно використовуються в польоті, повинні бути розташовані щодо крісла льотчика з дотриманням фізіологічних вимог, тобто так щоб користування ними було найменш стомлюючим.

Розташування, фарбування та форма важелів, кнопок, що застосовуються в аварійній обстановці, повинні забезпечувати їхнє швидке впізнання та безпомилкові дії ними. При цьому слід виключити можливість їх мимовільного

увімкнення та вимкнення в польоті шляхом встановлення блокувальних пристроїв (засувки, ковпачки тощо).

Прилади, що встановлюються на приладовій дошці та використовуються льотчиком для пілотування, навігації та контролю роботи силової установки та систем вертольота, повинні бути добре видно з робочого місця льотчика, коли його погляд спрямований уперед у напрямку польоту при невеликих відхиленнях льотчика від його основного положення у кріслі.

Пилотажно-навігаційні прилади, що становлять основну групу приладів, що видають інформацію про положення вертольота в просторі та напрямок його руху, повинні займати центральне місце на дошці приладів і бути постійно в полі зору льотчика.

Прилади контролю роботи силової установки повинні бути зведені на приладовій дошці в компактну групу, і їм повинна бути забезпечена нормальна видимість і зручність їх контролю з робочого місця льотчика.

Важливим завданням компонування кабіни екіпажу є забезпечення хорошого огляду. Необхідні зони огляду пілота вертольота визначаються трьома факторами:

- 1) необхідністю огляду кінців обертових лопатей несучого гвинта;
- 2) достатнім оглядом злітно-посадкового майданчика під час посадки з позитивним кутом тангажу;
- 3) потребою огляду поперечних розмірів вертольота (колеса однієї з опор шасі або кінця крила).

З урахуванням цих факторів формуються зони огляду з кабіни льотчика гелікоптера.

Для середніх вертольотів із злітною масою 10...12 т кути огляду вгору α_v , вниз α_n і назад β_z мають зазвичай такі значення: $\alpha_v = 20^\circ \dots 22^\circ$; $\alpha_n = 55^\circ \dots 60^\circ$; $\beta_z = 35^\circ \dots 37^\circ$.

Для забезпечення аварійного залишення вертольота в кабіні екіпажу повинні бути передбачені аварійні виходи, до яких входять вхідні двері та експлуатаційні люки, якщо їх розміри та розташування відповідають наведеним в Авіаційних правилах АП-29 вимогам. Аварійні виходи в кабіні екіпажу повинні розташовуватися по одному з кожної сторони фюзеляжу або замість цього має бути передбачений один верхній люк та один аварійний вихід на будь-якій стороні фюзеляжу. Розміри та розташування таких виходів повинні забезпечувати швидко залишення вертольота екіпажем.

Розміщення пасажирів та вантажів. Компонування пасажирських та вантажних кабін гелікоптерів має забезпечувати розміщення заданої кількості пасажирів та обсягу (габаритних розмірів) вантажу при мінімальній масі порожнього вертольота. При цьому має бути передбачено можливість переобладнання пасажирських кабін шляхом зміни компонування приміщень, типу крісел та кроку їх встановлення. Для транспортних гелікоптерів необхідно враховувати також різноманіття варіантів їх використання (транспортування різногабаритних вантажів, у тому числі і на зовнішній підвісці, перевезення людей та ін.).

Пасажирська кабіна вертольота, як правило, повинна складатися з наступних основних приміщень:

- пасажирського салону;
- гардеробу;

- вестибюля чи вільної від крісел площі біля вхідних (основних) дверей у багатомісних вертольотах;

- туалету (у багатомісних вертольотах). На вертольотах з тривалістю польоту менше 1 години і числом пасажирів менше 15 туалет може не встановлюватися.

Пасажирський салон, як правило, повинен бути відокремлений від підсобних, багажно-вантажних приміщень та кабін екіпажу перегородками. Пасажирські салони в залежності від питомого обсягу простору, що припадає на одного пасажирів, типів крісел, відстані між ними та умовами обслуговування можуть бути трьох класів:

I - вищого, зі збільшеними шириною сидінь та відстанню між рядами (кроком сидінь);

II - туристичного;

III - економічного. У класах II і III встановлюють відповідно більш вузькі сидіння та роблять менший крок між їхніми рядами.

На вертольотах зазвичай виконують пасажирські салони третього класу, що мають питомі обсяги простору, що припадають на одного пасажирів, включаючи гардероб і службові приміщення. У пасажирських кабінах мають бути створені необхідні життєві умови для пасажирів відповідно до фізіологічних та санітарних вимог: забезпечені необхідна чистота повітря, побутові зручності, засоби для надання допомоги у разі аварії, вимушеної посадки на сушу та воду.

Конструкція основних дверей пасажирських кабін та їх розташування повинні забезпечувати зручний вхід та вихід пасажирів та зручний підхід до пасажирського трапу. Аварійний вихід для пасажирів має бути прямокутної форми з радіусом закруглення кутів не більше 0,1 м та мінімальними розмірами (табл. 1). Виходи типу I та II розташовують на рівні підлоги пасажирської кабіни, причому виходи типу I слід розміщувати якнайдалі від місць, які можуть бути пожежонебезпечними при аварії. Виходи типу III можуть розташовуватися не так на рівні статі. Перевищення над підлогою виходу типу IV має бути трохи більше 0,75.

Таблиця 1.

Рекомендовані розміри аварійних виходів, м

Тип виходу	Ширина	Висота
I	0,61	1,22
II	0,51	1,12
III	0,51	0,91
IV	0,485	0,66

Аварійні виходи мають бути доступними для пасажирів. Їх число в залежності від кількості пасажирських місць на вертольоті приймають відповідно до даних табл. 2.

Для гелікоптерів, що мають 70 пасажирських місць і більше, мають бути передбачені додаткові аварійні виходи. При виборі розташування аварійних виходів типу I, II та III повинні враховуватися такі фактори:

- розміщення пасажирів у фюзеляжі та легкість досягнення ними відповідного виходу;

- ймовірність пошкодження різних частин фюзеляжу при аварійній посадці;

- виключення умов залишення пасажирями вертольота через небезпечні зони (зони гвинтів, гарячих частин двигуна, розбризкування палива).

Таблиця 2.

Число аварійних виходів в залежності від кількості пасажирів

Число пасажирських місць	Число аварійних виходів на кожній стороні фюзеляжу			
	I	II	III	IV
1...19	-	-	1	-
20...39	-	1	-	1
40...69	1	-	-	1

Кожні вхідні двері можуть класифікуватися при цьому як аварійний вихід, якщо розміри відповідають вимогам до аварійних виходів типу I або перевищують їх.

Кожен основний та аварійний виходи повинні задовольняти наступним вимогам:

- мати рухомі двері або люк, що знімає, що забезпечує вільний вихід пасажирів;
- відкриватись як зсередини, так і зовні за допомогою не більше двох ручок;
- мати засоби для замикання зовні та зсередини, а також запобіжний пристрій, що унеможливорює відкриття виходу в польоті в результаті випадкових дій.

Пасажирські салони повинні мати таке основне обладнання:

- крісла;
- багажні полиці для розміщення ручної поклажі;
- щитки індивідуального користування з кнопками включення та вимикання освітлення та обдування;
- гучномовні пристрої для інформації пасажирів;
- світлові табло «Не палити» та «Пристебнути прив'язні ремені», що включаються членами екіпажу.

Пасажирські крісла повинні забезпечувати достатню опору тіла, бути зручними та достатньо м'якими, щоб пасажир не відчував стомлення наприкінці польоту. При аварійній посадці вертольота повинен бути виключений удар голови, рук та ніг пасажирів об навколишні предмети та конструкції (спинки крісел, підлокітники, борти та ін.). Число пасажирських крісел у ряду залежить від форми та розмірів поперечного перерізу фюзеляжу і має бути не більше шести за наявності одного головного проходу. Необхідно, щоб у ряду понад шість крісел у кабіні вертольота було два проходи. Ширина головного проходу в пасажирській кабіні між кріслами повинна бути не меншою, ніж зазначена в табл. 3.

Таблиця 3.

Ширина головного проходу у пасажирській кабіні

Число пасажирських місць	Висота від підлоги, м	
	менше 0,63	0,63 і більше
Менше 20	0,30	0,51
20 і більше	0,38	0,51

Необхідна ширина фюзеляжу вертольота може бути визначена за формулою

$$B_{\phi} = B \cdot a + e(a + 2) + B_1 + 2c + 2d,$$

де a - число крісел в одному ряду; B - ширина сидіння крісла; e - ширина підлокітників; $e \approx 40 \dots 50$ мм; B_1 - ширина проходу; c - зазор між кріслом та стінкою салону; $c \approx 60$ мм; d - товщина стінки кабіни.

Довжину пасажирської кабіни визначають залежно від кількості рядів крісел за формулою

$$L_{КАБ} = l_1((n_{ПАС}/k_c) - 1)l_2 + l_3,$$

де l_1 - відстань від передньої стінки кабіни до спинки крісла першого ряду; $l_1 = 1200$ мм; l_2 - відстань між рядами сидінь (крок); $l_2 = 780$ мм; l_3 - відстань від спинки крісла останнього ряду до задньої стінки кабіни; $l_3 = 50$ мм; $n_{ПАС}$ - кількість пасажирів; k_c - число крісел у одному ряду.

Багажно-вантажні приміщення повинні забезпечувати розміщення багажу пасажирів виходячи з максимальної кількості пасажирських місць, передбачених на гелікоптері, а також пошти та вантажів відповідно до максимальної вантажопідйомності вертольота.

Розташування та розміри завантажувальних люків повинні бути достатньо зручними для під'їзду засобів механізації вантажно-розвантажувальних робіт та можливості зручного та швидкого виконання цієї роботи.

Вантажна кабіна транспортних вертольотів повинна бути обладнана механізмами, пристосуваннями та іншими засобами навантаження та вивантаження вантажів, що перевозяться, у позааеродромних умовах. При цьому підлога кабіни має бути захищена від пошкоджень під час переміщення вантажу.

Для забезпечення зручності завантаження та вивантаження вантажні кабіни транспортних вертольотів мають, як правило, вантажні люки у вигляді двох задніх ступок, як на вертольотах Ми-4, Ми-6, Ми-8, або комбінації вантажного трапу та двох бічних ступок у задній частині фюзеляжу, як на вертольоті Ми-26 На рис. 9 показані поперечні та поздовжні перерізи вантажних кабін гелікоптерів різних типів.

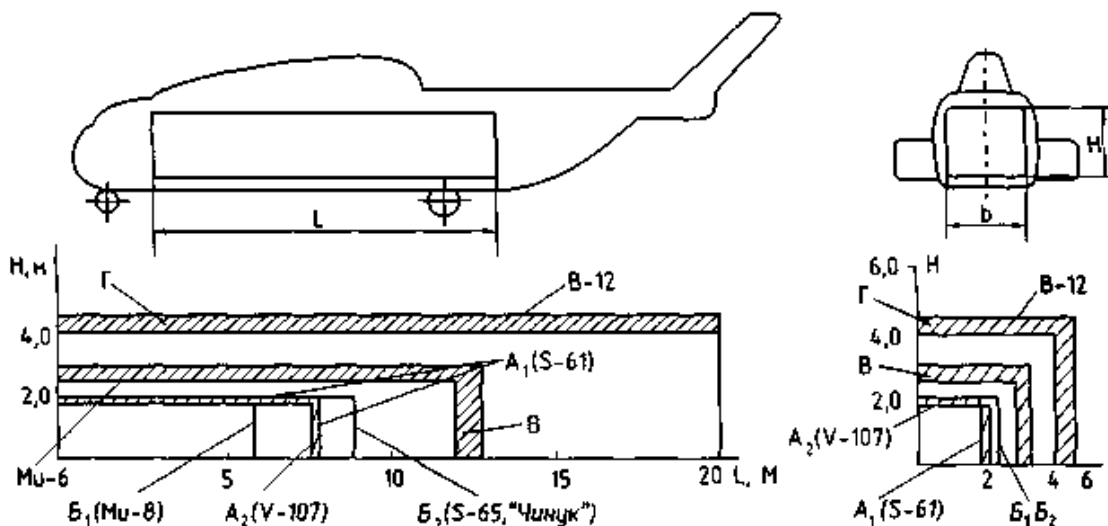


Рис. 9. Типорозміри вантажної кабіни гелікоптерів

Розміщення двигунів. Розташування двигунів на гелікоптері залежить від багатьох факторів, головними з яких є: тип та їх число, призначення вертольота та його схем, розмірність та вагова категорія.

В одногвинтовій або співвісній схемах гелікоптерів по відношенню до головного редуктора двигун (або двигуни) може розташовуватися під ним, перед ним, збоку та ззаду.

Перші серійні вертольоти мали компоновання, коли двигун розміщували під редуктором. Таке його розташування забезпечило дуже компактну схему розміщення основних агрегатів вертольота, але не дозволило використовувати найзручніший для розміщення вантажів простір під редуктором. Тому на наступних транспортних вертольотах (Ми-4, S-55, S-58) двигун розташований вже попереду, перед вантажним приміщенням.

Застосування на вертольотах турбогвинтових двигунів призвело до створення компоновання, яке стало класичним і використовується на багатьох транспортних і багатоцільових вертольотах: два двигуни поруч безпосередньо перед редуктором. Таке розташування двигунів дозволяє забезпечити хороше центрування вертольота, мінімальну масу силової установки та повністю звільнити простір усередині фюзеляжу для розміщення вантажів, пасажирів або спеціального обладнання.

Недоліки такого компоновання – мала протипожежна безпека та недостатня бойова живучість вертольота. Хоча двигуни, розташовані поруч, розділені протипожежною перегородкою, у разі виникнення пожежі в одному з відсіків пожежа може перекинутися в сусідній відсік. Крім того, при використанні гелікоптерів у бойових умовах попадання снаряда в силову установку може вивести з ладу обидва двигуни.

Наступний крок удосконалення компоновання – розміщення двигунів з боків фюзеляжу: спереду, ззаду чи збоку головного редуктора. Більшість гелікоптерів США військового призначення, створених наприкінці 60-70-х років (СН-53А, СН-53Е, УН-60А, АН-64А і т.д.), мають подібне розташування двигунів.

Для таких компоновок силових установок характерна наявність додаткових редукторів і поперечних валів, які в залежності від місця розташування двигунів прямо або зі скосом входять до головного редуктора. Хоча додаткові елементи збільшують масу силової установки, таким чином, винесені двигуни збільшують комфортні умови всередині кабіни завдяки зменшенню рівня шуму, підвищують протипожежну безпеку і бойову живучість вертольота.

На легких невеликих гелікоптерах цивільного застосування, коли необхідно забезпечити мінімальну масу конструкції, а вимога бойової живучості відсутня, двигуни часто розташовують поруч ззаду редуктора (S-76, Белл-222, А-109 та ін.) або ззаду редуктора з похилим розташуванням валу та двигуна (Х'юз ОН-6А, Х'юз 500).

Центрування вертольота. Найважливішим завданням об'ємно-вагового компоновання вертольота є його центрування, тобто визначення центру мас вертольота та проведення його в заданий діапазон положень щодо осі несучого гвинта. Процес центрування нерозривно пов'язаний із компонованням вертольота і постійно його супроводжує. При цьому поряд із задоволенням розглянутих вище вимог, які пред'являються до компоновання, досягається бажане положення центру мас вертольота, причому його переміщення внаслідок вигорання палива або зміни корисного навантаження знаходиться в допустимих межах. Гранично допустимі значення передньої та задньої (щодо осі несучого гвинта) центровок

визначають діапазон допустимих поздовжніх центровок, а вертикальна відстань центру мас вертольота від центру втулки НГ – вертикальне центрування вертольота.

Діапазон допустимих поздовжніх центрувань одногвинтовий гелікоптер залежить від багатьох факторів і визначається насамперед граничними відхиленнями автомата перекосу в поздовжньому напрямку і потрібними запасами поздовжнього управління з умов балансування гелікоптера на екстремальних режимах польоту. Діапазон граничних відхилень автомата перекосу зазвичай становить $\pm 5^\circ \dots \pm 8^\circ$. Він обмежений конструктивними міркуваннями, оскільки чим більше кути відхилення автомата перекосу, тим більше габаритні розміри і маса його деталей, елементів забустрої частини системи управління і гідропідсилювачів, а також необхідністю виключення можливості удару лопатей НГ, що обертаються, по фюзеляжу і хвостовій балці на екстремальних режимах польоту і при маневруванні у повітрі.

Запаси поздовжнього відхилення автомата перекосу вперед та назад залежать від конструкції системи вертольота та відповідних балансувальних характеристик. При цьому найменший запас поздовжнього керування від себе (вперед) визначають на максимальній швидкості горизонтального польоту при задньому граничному центруванні, мінімально допустимій частоті обертання НГ і найбільшій польотній масі вертольота, а також при наборі висоти з максимальною потужністю двигунів і великої швидкості. Найменший запас поздовжнього управління на себе (назад) визначається режимом висіння поза впливом близькості землі з вітром ззаду при гранично передньому центруванні вертольота.

Значення мінімальних запасів поздовжнього керування залежать від умов польоту (висоти польоту та температури зовнішнього повітря) та ефективності управління гелікоптером.

Як відомо, ефективність управління, що визначається прирощенням моменту, що управляє, при відхиленні важеля управління залежить від типу і конструкції НГ, вертикального центрування вертольота, частоти обертання і тяги НГ. Так, вертоліт, що має шарнірний НГ із рознесенням горизонтальних шарнірів (ГШ) 5...6 %, має ефективність управління в 2,5-3 рази вище за ефективність вертольота з НГ на кардані. При збільшенні розносу ГШ ефективність вертольота зростає і у вертольота з безшарнірним НГ досягає високих значень, пропорційних еквівалентному розносу ГШ. Таке ж позитивний вплив на ефективність управління чинять і маса лопатей, а також нижче розташування центру мас вертольота, тобто вертикальне центрування.

Чим вище ефективність управління вертольота, тим меншими запасами управління він повинен мати; при однаковому діапазоні граничних відхилень автомата перекосу вертоліт, що має більш високу ефективність управління, має великий діапазон допустимих центрувань.

Хоча на всіх російських одногвинтових вертольотах з метою виключення можливості удару кінців лопатей НГ, що обертаються, по хвостовій балці граничне відхилення автомата перекосу назад менше, ніж вперед, допустиме гранично переднє центрування завжди більше, ніж заднє. Це пояснюється тим, що моменти, що виникають у горизонтальному польоті, на НГ і стабілізаторі викликають кабрування вертольота і легше балансуються при передній центровці.

У процесі експлуатації вертольота встановлений діапазон поздовжніх допустимих центрувань повинен незмінно дотримуватися. У разі неправильного завантаження вертольота його центрування вийде за межі допустимої, запасів

поздовжнього керування на згаданих режимах польоту виявиться недостатньо, і гелікоптер втратить керованість.

Центрування вертольота проводиться наступним чином.

Складають вагове зведення вертольота з розбивкою всіх агрегатів за групами. Визначаються координати центру мас кожного агрегату чи групи агрегатів залежно від наявності інформації та необхідної точності. За початок координат приймають центр втулки НГ. Одна вісь ОУ збігається з віссю НГ, інша вісь ОХ розташовується перпендикулярно до неї у площині НГ. Координати вантажів беруть з бічної проекції компоувального креслення вертольота, що є поздовжнім розрізом вертольота по осі симетрії. Визначають статичні моменти маси основних агрегатів щодо початку координат та становлять центрувальну відомість (табл. 4).

Приватне від поділу сум статичних моментів на суму мас дає координати становища центру мас:

$$X_{цм} = \frac{\Sigma(m \cdot g \cdot x)_i}{\Sigma(m \cdot g)_i}; \quad y_{цм} = \frac{\Sigma(m \cdot g \cdot y)_i}{\Sigma(m \cdot g)_i},$$

де $X_{цм}$ і $Y_{цм}$ – визначають відповідно поздовжнє та вертикальне центрування.

Таблиця 4.

Центрувальна відомість вертольота

Найменування агрегату	Маса агрегату m_i , кг	Положення ц.м по осі X_i , м	Статичний момент $m_i X_i$	Положення ц.м. по осі Y_i , м	Статичний момент $m_i Y_i$
I. Несучий гвинт: лопати втулка					
II. Система управління: бустерного ручного					
III. Трансмсія: головний редуктор проміжний редуктор хвостовий редуктор трансмсійний вал					
IV. Рульовий гвинт: лопати втулка					
V. Двигун					
VI. Паливна система					
VII. Фюзеляж: носова частина (15 %)					
середня частина (50 %)					
хвостова частина (20%)					
кріплення редуктора (4%)					
капоту (11%)					
VIII. Шасі: головне (82%) переднє (16%)					

хвостова (опора) IX. Електроустаткування: X. Обладнання: прилади в кабіні (25%) радіобладнання (27%) гідрообладнання (20%) пневмообладнання (6%) додаткове обладнання (22%)				
	Σm_i		$\Sigma(m \cdot x)_i$	$\Sigma(m \cdot y)_i$

Центрування вертольота зручно виразити через кут $\varphi_{цм}$, утворений віссю НВ із центром мас вертольота:

$$\varphi_{цм} \approx X_{цм} / Y_{цм}.$$

Центрування зазвичай проводять для кількох варіантів завантаження:

- 1) з максимальною злітною масою вертольота – з повним цільовим навантаженням та відповідним запасом палива; з повною заправкою основних паливних баків та відповідним цільовим навантаженням;
- 2) з нормальною злітною масою вертольота – з повною заправкою основних паливних баків та зменшеним цільовим навантаженням; з повним цільовим завантаженням та відповідно зменшеним запасом палива;
- 3) з повним цільовим навантаженням без палива (граничний посадковий випадок);
- 4) з повною заправкою основних, підвісних та додаткових баків без цільового навантаження (перегоночний варіант);
- 5) порожнього вертольота без навантаження та палива. Останній варіант центрування проводять з метою усунення завалювання вертольота назад при його стоянці внаслідок правильного розміщення шасі.

Часто центрування обчислюють по куту $\varphi_{цм}$, що утворюється віссю НГ і лінією, що з'єднує центр втулки НГ з центром маси вертольота (табл. 5):

$$\operatorname{tg} \varphi_{цм} = x_0 / y_0 .$$

Розрахунок центрування та складання супутніх технічних документів (масштабний ескіз вертольота, центрувальна відомість тощо) є частиною об'ємно-масового конструювання.

У табл. 5 наведено значення положень центру маси для випадків нормальної, гранично допустимих передньої та задньої центрувань вертольота одnogвинтової схеми.

Дуже важливо при конструюванні вертольота паливо та корисне навантаження розміщувати поблизу центру мас вертольота з тим, щоб вигорання палива та зміна корисного навантаження не мали істотного впливу на центрування вертольота.

Вантажі, що скидаються, а також корисне навантаження, що перевозиться на зовнішній підвісці, треба розташовувати і кріпити обов'язково поблизу центру мас вертольота.

Діапазон центрувань вертольота

Схема вертольота	Положення центру мас	Нормальне центрування	Гранично допустима передня центровка	Гранично допустиме заднє центрування
<p>Одногвинтова з хвостовим гвинтом</p>	$\varphi_{ЦМ}$	-3°	<p>Зі стабілізатором $S_{СТ} / S = 0,004$ (при $y_0/D = 0,105 \dots 0,12$)</p> <p>-6°</p>	$+2^\circ$

Отримане центрування рідко може відразу збігтися з необхідною. Виправляти центрування можна переміщенням вантажів, обладнання, окремих агрегатів або усуненням осі НГ щодо центру мас вертольота. Однак зміщення осі НГ зазвичай спричиняє переміщення двигуна, зміну трансмісії і, як правило, призводить до перекомпонування вертольота. Тому процес центрування вертольота є ітераційним, і в ході подальшого опрацювання проекту вертольота та його спорудження центрування постійно уточнюється.

В результаті розрахунку різних варіантів завантаження гелікоптера будують центрувальний графік гелікоптера, за яким можна визначити центрування гелікоптера при будь-якому його завантаженні.

На основі цих розрахунків також складають схеми розмітки розташування вантажів усередині вантажної кабіни та розташування крісел у пасажирській кабіні.

3. КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВЕ КОМПОНУВАННЯ

Основним завданням конструктивно-силового компоунування є створення або вибір таких силових схем частин вертольота, в яких забезпечувалися б:

- мінімальна маса конструкції частин вертольота та всього вертольота в цілому;
- органічне об'єднання (з'єднання) силових елементів конструкції та розміщення цільового навантаження, екіпажу, обладнання, силової установки;
- облік вимог виробничої та експлуатаційної технологічності;
- необхідна жорсткість конструкції з урахуванням динамічного навантаження та засобів демпфування з метою статичної та динамічної міцності конструкції у повітряному потоці;
- отримання необхідного ресурсу та безпеки при локальних руйнуваннях від втоми.

Одним із перших завдань конструктивно-силового компоунування є встановлення експлуатаційних та технологічних (виробничих) роз'ємів частин вертольота.

Одночасно з процесом конструктивно-силового компонування розробляють директивну технологію виготовлення частин вертольота і збирання вертольота в цілому, оскільки технологічні процеси, які вибирають, можуть визначити особливості силової схеми конструкції.

У процесі конструктивно-силового компонування повинні забезпечуватися експлуатаційні підходи (доступи) до зон, де розміщені агрегати та проведення систем обладнання та управління вертольотом, та підходи до ділянок конструкції, які слід оглядати в процесі експлуатації вертольота.

Компонування завершується складанням її креслення. На кресленні слід зобразити поздовжній розріз вертольота та вид у плані, а також поперечні перерізи у місцях розташування вантажної (пасажирської) кабіни, кріплення двигунів та головного редуктора. На компонуванні має бути також показано розміщення вантажів, пасажирів та екіпажу, викреслено всі силові елементи каркасу, нанесено контури основних агрегатів та позначено схему їх кріплення до силового каркаса. Частини конструкції, що наносяться на компоновальне креслення, повинні мати розміри, що відповідають типорозміру проектного вертольота.

Компоновальне креслення разом із загальним видом вертольота (у трьох проекціях) служить основою для креслення теоретичних креслень фюзеляжу та його поєднання з іншими частинами вертольота.

Загальний вигляд вертольота дозволяє ув'язати основні габаритні розміри вертольота та встановити його зовнішні форми. Загальний вигляд вертольота (рис. 10) необхідний для виготовлення креслень моделі, призначеної для аеродинамічних досліджень (продувки в аеродинамічній трубі). Виконання креслення загального виду нерозривно пов'язане з компонуванням та центруванням, аеродинамічним розрахунком, розрахунком стійкості та керованості тощо. За їх результатами до креслення загального виду вертольота вносять необхідні зміни та доповнення.

Креслення загального виду вертольота має бути оформлене відповідно до вимог ЄСКД та ГОСТів та пов'язане з компонуванням та текстовою частиною проекту, в якій слід навести необхідні розрахунки та обґрунтування прийнятих рішень.

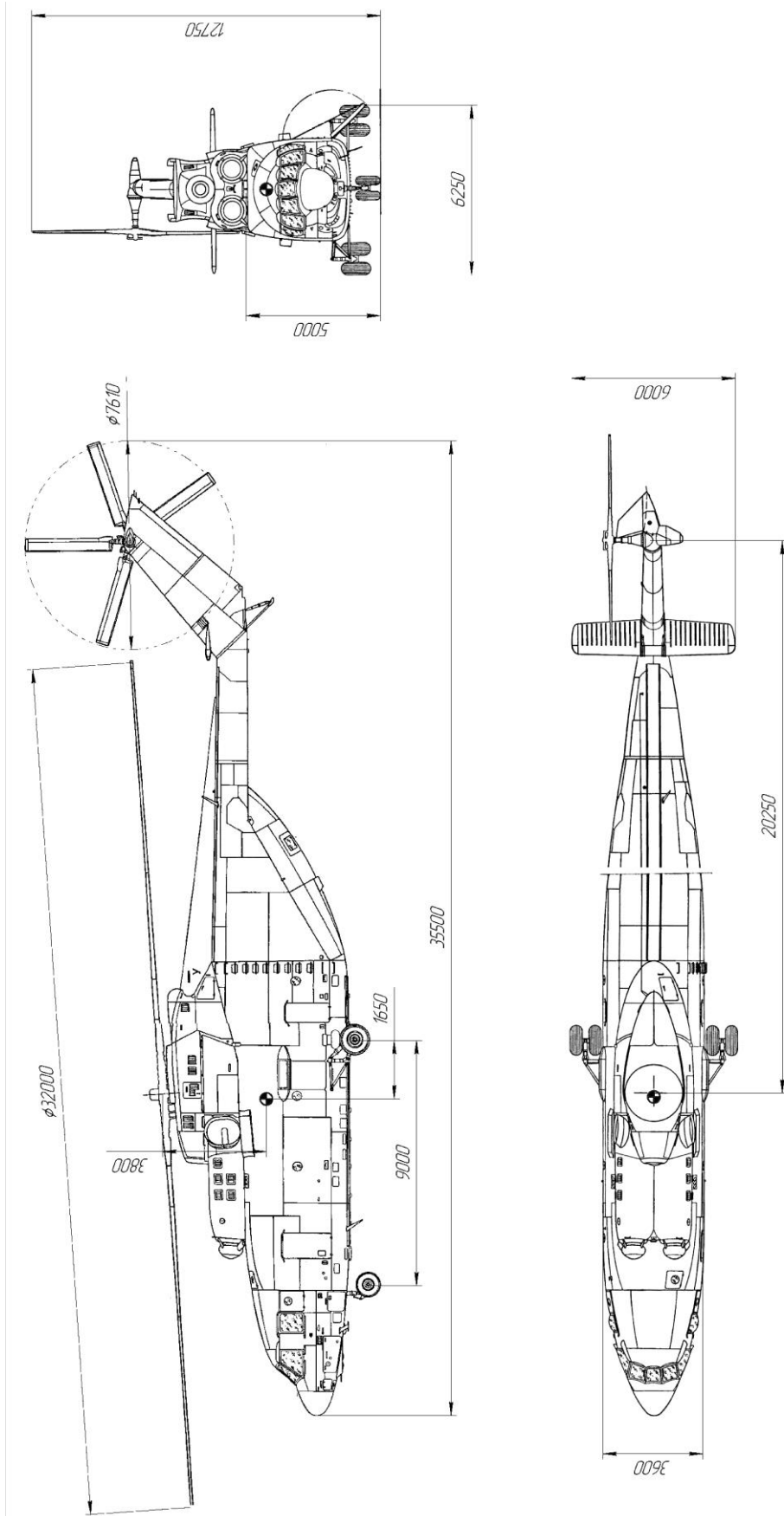


Рис. 10. Загальний вигляд вертольота

бібліографічний список

1. Братухін І.П. Проектування та конструкція вертольотів. - М.: Оборонгіз, 1955.
2. Гелікоптер Мі-8. - М.: Транспорт, 1995.
3. Далін В.М., Міхеєв С.В. Конструкція гелікоптерів. - М.: МАІ, 2001. - 352 с.
4. Ігнаткін Ю.М. Дослідження взаємного впливу гвинтів багатогвинтових несучих схем // Тр. наукових читань, присвячених пам'яті академіка Б.М. Юр'єва. - М.: 1984. - 10 с.
5. Богданов Ю.С., Скулков Д.Д., Міхеєв Р.А. Конструкція гелікоптерів. - М.: Машинобудування, 1990.
6. Тищенко М.М., Некрасов А.В., Радін А.С. Гелікоптери. Вибір параметрів під час проектування. - М.: Машинобудування, 1976.
7. Кривцов В.С., Карпов Я.С., Лосєв Я.І. Проектування гелікоптерів. - Х.: Нац. аерокосм. ун-т «Харк авіац. ін-т», 2003. - 344 с.