

**МІНІСТЕРСТВО ВНУТРІШНІХ СПРАВ УКРАЇНИ
ХАРКІВСЬКИЙ НАЦІОНАЛЬНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
ВНУТРІШНІХ СПРАВ
КРЕМЕНЧУЦЬКИЙ ЛЬОТНИЙ КОЛЕДЖ
Циклова комісія Аеронавігації**

ТЕКСТ ЛЕКЦІЇ

навчальної дисципліни
«Принципи польоту: Вертоліт Мі-8МТВ»
обов'язкових компонент освітньо-професійної програми першого
(бакалаврського) рівня вищої освіти

Аеронавігація

за темою № 2 – Центрування вертольота

Кременчук 2023

ЗАТВЕРДЖЕНО

Науково-методичною радою
Харківського національного
університету внутрішніх справ
Протокол від 30.08.2023 № 7

СХВАЛЕНО

Педагогічною радою
Кременчуцького льотного коледжу
Протокол від 28.08.2023 № 1

ПОГОДЖЕНО

Секцією Науково-методичної ради
ХНУВС з технічних дисциплін
Протокол від 29.08.2023 № 7

Розглянуто на засіданні циклової комісії аеронавігації
Протокол від 28.08.2023 № 1

Розробник:

1. Викладач циклової комісії аеронавігації, спеціаліст 2-й категорії Ємець В.В.

Рецензенти:

1. Викладач циклової комісії аеронавігації, кандидат технічних наук, старший науковий співробітник, викладач-методист Тягній В.Г.
2. Професор кафедри аеронавігаційних систем навчально-наукового інституту Аеронавігації, електроніки та телекомунікації Національного авіаційного університету, доктор технічних наук, доцент Шмельова Т.Ф.

План лекції:

1. Основні системи координат
2. Центрування вертольоту, причини обмеження, граничне центрування
3. Правила завантаження вертольоту
4. Розрахунок центрування по центрувальному графіку
5. Розрахунок центрування методом моментів
6. Перевірка центрування на режимі висіння

Рекомендована література:

Основна

1. Зінченко А.Г., Бурсала О.О., Бурсала О.Л. та ін., Аеродинаміка та динаміка польоту вертольота, ч.1. Аеродинаміка вертольота: навч. посіб. – Х.:ХНУПС, 2017.
2. Зінченко А.Г., Бурсала О.О., Бурсала О.Л. та ін., Аеродинаміка та динаміка польоту вертольоту, ч.2. Динаміка польоту вертольота: навч. посіб. – Х.:ХНУПС, 2010.
3. Керівництво по льотній експлуатації Мі-8МТВ-1. МГА.1994.
4. Яцина Є.В. Практична аеродинаміка вертольоту Мі-8 МТВ та його льотна експлуатація, КЛК НАУ, 2016.

Додаткова

1. Костенко В.М., Зінченко А.Г. та ін., Практична аеродинаміка вертольота Мі-8 МТ, ч.2., Х., ХНУПС, 2020

Інформаційні ресурси в Інтернеті

1. Основні системи координат

1.1 Зв'язана і швидкісна системи координат

Для аналізу динаміки польоту вертольоту використовуються прямокутні системи координат, начала яких розташовані в центрі тяжіння (O) вертольота (рис.1):

$OXYZ$ – зв'язана система координат, осі якої пов'язані з осями вертольота:

- вісь OX розташована у вертикальній площині симетрії і спрямована вздовж будівельної горизонталі вертольота;
- вісь OY розташована у вертикальній площині симетрії і спрямована вздовж валу НГ;
- вісь OZ розташована в горизонтальній площині перпендикулярно осям OX і OY .

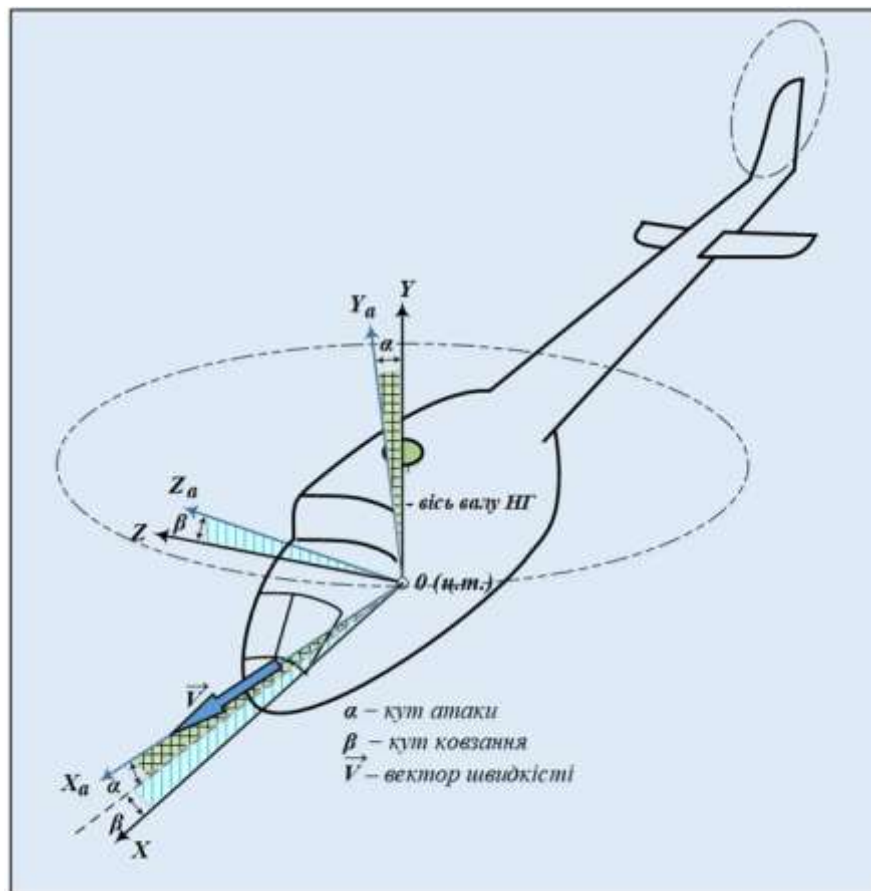


Рисунок 1. Зв'язана і швидкісна системи координат

$OX_aY_aZ_a$ – швидкісна система координат, осі якої пов'язана з вектором швидкості:

- вісь OX_a спрямована в напрямі вектора швидкості (\vec{V}). Відносно осі OX швидкісна вісь відхилена на кут атаки (α) у вертикальній площині і на кут ковзання (β) у горизонтальній площині;
- вісь OY_a розташована у вертикальній площині симетрії вертольоту перпендикулярно осі OY і відхилена відносно осі OY на кут атаки;
- вісь OZ_a спрямована перпендикулярно осям OX_a і OY_a і відхилена відносно осі OZ на кут ковзання.

1.2 Зв'язана і нормальна земна системи координат

Осі нормальної земної системи координат $OX_gY_gZ_g$ спрямовані відносно площини горизонту (рис.2):

- подовжня вісь OX_g спрямована в площині горизонту вдовж подовженої осі вертольоту OX і відхилена від неї на кут θ (кут тангажу);
- бічна вісь OZ_g спрямована в площині горизонту перпендикулярно осі OX_g і відхилена від бічної осі вертольоту на кут γ (кут крену);
- вісь OY_g спрямована перпендикулярно площині горизонту і відхилена відносно вертикальної осі вертольоту OY на кути θ і γ .

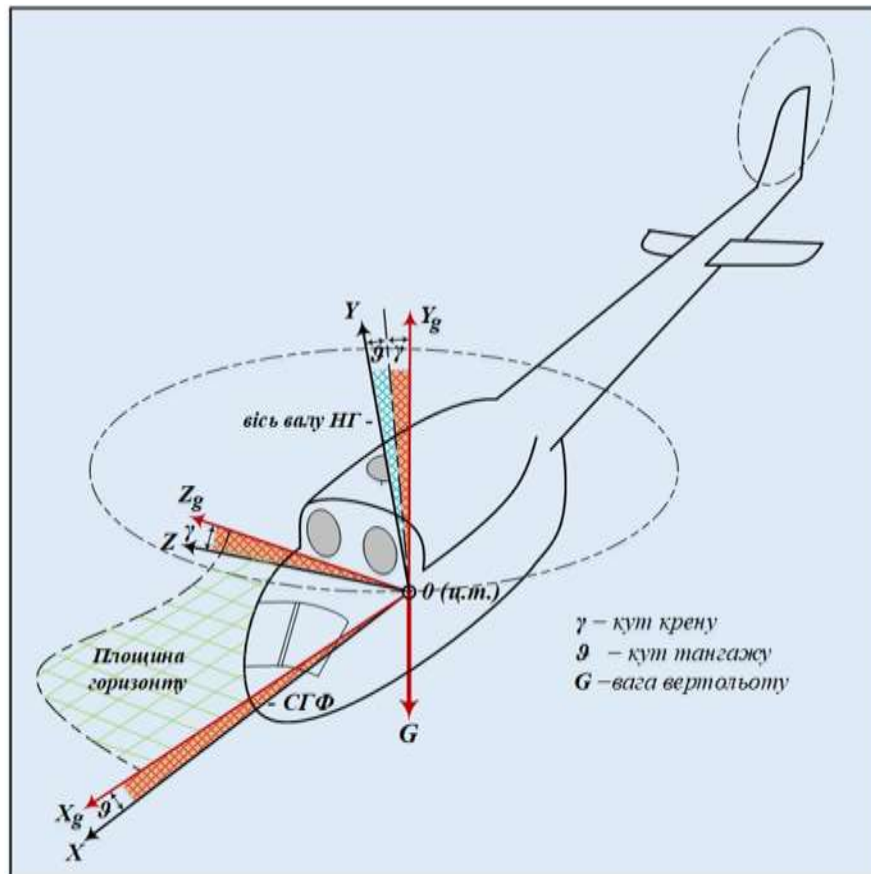


Рисунок 2. Зв'язана і нормальна земна системи координат

Швидкісну систему координат зручно використати для аналізу рівноваги і балансування на режимах польоту з поступальною швидкістю. Рівновагу і вертикальні режими польоту зручно аналізувати за допомогою нормальної земної системи координат ($OX_gY_gZ_g$):

- ось OX_g розташована в горизонтальній площині; вісь OX_g спрямована по лінії заданого курсу, кут між осями OX і OX_g зоветься *кутом тангажу* (θ);
- вісь OY_g спрямована перпендикулярно осі горизонтальної площині, її напрям з напрямом, протилежно вектору силі ваги (\vec{G}). Кут між осями OY і OY_g зоветься *кутом крену* (γ);

- вісь OZ_g спрямована перпендикулярно площині OX_gY_g , і відхилена від осі OZ на кут крену.

2. Центрування вертольоту: причини обмеження, граничне центрування

Під центруванням розуміють розуміється його положення центру мас (ц.м.) відносно осі і площини обертання НГ тобто відносно центру втулки НГ. Центрування справляє великий вплив на умови балансування, стійкість і керованість вертольота.

Центрування визначається координатами (рис.3):

- x_T (продовжнє центрування) – відстань від центру мас до осі валу НГ;
- y_T (вертикальне центрування) – відстань від центру мас до конструктивної площини обертання НГ (кпо НГ);
- z_T (бічне центрування) – відстань від центру мас до осі валу НГ в поперечному відношенні.

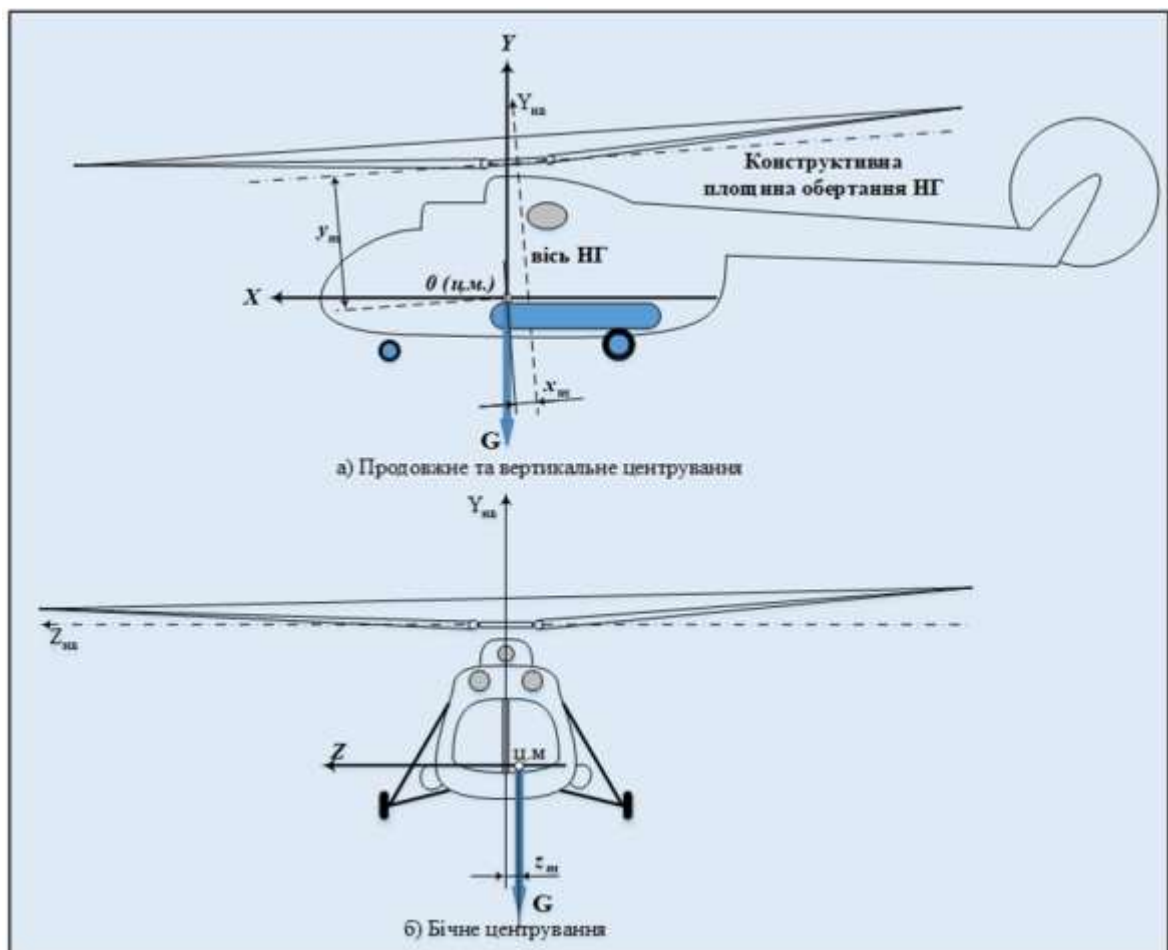


Рисунок 3. Продовжнє, вертикальне і бічне центрування вертольота

Координати центрування встановлюють взаємне розташування центру мас вертольота (ц.м.) і його координатних осей з точкою прикладення результуючої аеродинамічної сили НГ.

Результуюча аеродинамічна сила має певні обмеження відхилення від напрямку осі НГ, це пов'язане з експлуатаційними обмеженнями діапазону

швидкостей польоту, динамічними навантаженнями на конструктивні елементи НГ, сталістю та керованістю вертольота.

Продовжне центрування може значно змінюватися в залежності від навантаження вертольоту, витрати палива в польоті та інше. Тому, продовжне центрування має експлуатаційні обмеження необхідні для забезпечення достатніх запасів управління.

Граничне центрування встановлюється з умови достатніх запасів управління на усіх режимах польоту і у вертольота Мі-8МТВ залежить від його польотної масі (КЛЕ, 2.5.1):

А) Гранично-передня:

- при масі вертольоту ≤ 12500 кг : +300 мм (спереду осі НГ);
- при масі вертольоту > 12500 кг: + 257 мм.

Б) Гранично-задня:

- при масі вертольоту ≤ 12570 кг: - 95 мм (позаду осі НГ);
- при масі вертольоту > 12570 кг: + 20 мм (спереду осі НГ).

УВАГА. Для забезпечення в польоті експлуатаційного центрування в допустимих границях ЗАБОРОНЕНО одночасне переміщення по вантажній кабіні більш одного члена екіпажу.

3. Правила завантаження вертольоту

Величини вертикального і бічного центрування залежать від розмірів вертольота, вертикальне центрування може бути 1,5 – 2 м, а бічне центрування звичайно приймається нейтральною ($z_T = 0$). Вертикальне і бічне центрування забезпечуються певними правилами завантаження:

- для забезпечення вертикального центрування необхідно найбільш важки вантажі треба розміщувати як найнижче;
- для забезпечення бічного центрування вантажі треба розміщувати симетрично відносно осі вертольота.

Продовжне центрування вертольота зазвичай розраховується або за допомогою центрувального графіку, який є в Керівництві до льотної експлуатації даного типу вертольота, або за допомогою метода моментів.

Для збереження продовжного центрування в допустимих границях необхідно розміщувати вантажі і пасажирів у вантажній кабіні згідно з розрахунком.

4. Розрахунок центрування по центрувальному графіку

Розрахунок центрування вертольоту виконується для зльотному навантаженню вертольоту і для посадкового навантаження (тобто, з урахуванням витрати палива в польоті).

Вихідними даними для розрахунку центрування є:

- маса і центрування пустого вертольоту (з формуляра);
- злітна та посадкові маси вертольоту;
- склад екіпажу;
- кількість мастила;
- кількість палива, що заправлено в витратному і підвісних баках;
- остаток палива в кінці польоту;
- кількість пасажирів (якщо вони є) і багажу;
- маса вантажів (бажано, з маркуванням їх центрів мас).

Далі, за допомогою центрувального графіку (КЛЕ, рис.3.1.37) виконується розрахунок для злітної і посадкової маси вертольоту.

5. Розрахунок центрування методом моментів

Визначення центрування вертольоту ($x_{ц.м.}$) виконується за формулою:

$$x_{ц.м.} = \frac{m_{верт} \cdot x_{верт} + m_{B1} \cdot x_{B1} + m_{B2} \cdot x_{B2} + \dots + m_{Bi} \cdot x_{Bi}}{G_{Зл(Пос)}}$$

де: $m_{верт}$ - маса пустого вертольоту (по формуляру);

$x_{верт}$ - центрування пустого вертольоту (по формуляру);

$m_{B1}, m_{B2}, \dots, m_{Bi}$ – маси вантажів (визначається по вантажної документації, або зважуванням);

$x_{B1}, x_{B2}, \dots, x_{Bi}$ – плечі вантажів (визначаються або вимірюванням, або по розмітці на борту вертольоту; вимірювання повинно виконуватися з точністю $\pm 0,05$ м).

Для зручності розрахунку складається таблиця величин мас, координат і деяких елементів повного завантаження вертольоту (КЛЕ, 3.1.11.5):

Завантаження	m , кг	x , м	$M=m \cdot x$, кгм
Постійне навантаження:			
Змінне навантаження:			

6. Перевірка центрування на режимі висіння

Перевірка правильності розрахунку будь-яким методом виконується на режимі висіння по положенню органів управління (РЦШ) відносно їх нейтрального положення.

Положення РЦШ на висінні в штиль не повинно перевищувати $\frac{2}{3}$ повного ходу в напрямку «на себе». При наявності вітру РЦШ відхиляється проти вітру для парирування його дії на вертоліт.

Навантаження на висінні на РЦШ знімається за допомогою тримерів. У автопілоту повинні бути включені канали «Крен» і «Тангаж».