

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

## **ТЕКСТ ЛЕКЦІЇ**

навчальної дисципліни  
«Принципи польоту: вертоліт Мі-2»  
обов'язкових компонент освітньо-професійної програми першого  
(бакалаврського) рівня вищої освіти

**Аеронавігація**

**за темою № 3 – Центрування, рівновага та балансування вертольоту**

**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 29.06.2023 № 14

**Розробники:**

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

**Рецензенти:**

*1. Викладач циклової комісії аеронавігації, кандидат технічних наук, старший науковий співробітник, професор 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, що використовуються для аналізу динаміки польоту вертольоту*
- 2. Центрування: визначення, причини обмеження, правила завантаження вертольоту і розрахунок центрування*
- 3. Сили та моменти, що діють на вертоліт в польоті*
- 4. Продовжня та бічна рівновага вертольоту*
- 5. Аналіз балансувальних кривих*

### **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. Костенко В.М., Алімпієв А.М., Котов О.Б. та ін., Практична аеродинаміка навчального вертольота Мі-2: підр. – Х.:ХНУПС, 2016
4. Керівництво з льотної експлуатації вертольоту Мі-2.

#### **Додаткова**

#### **Інформаційні ресурси в Інтернеті**

# 1. Основні системи координат, що використовуються для аналізу динаміки польоту вертольоту

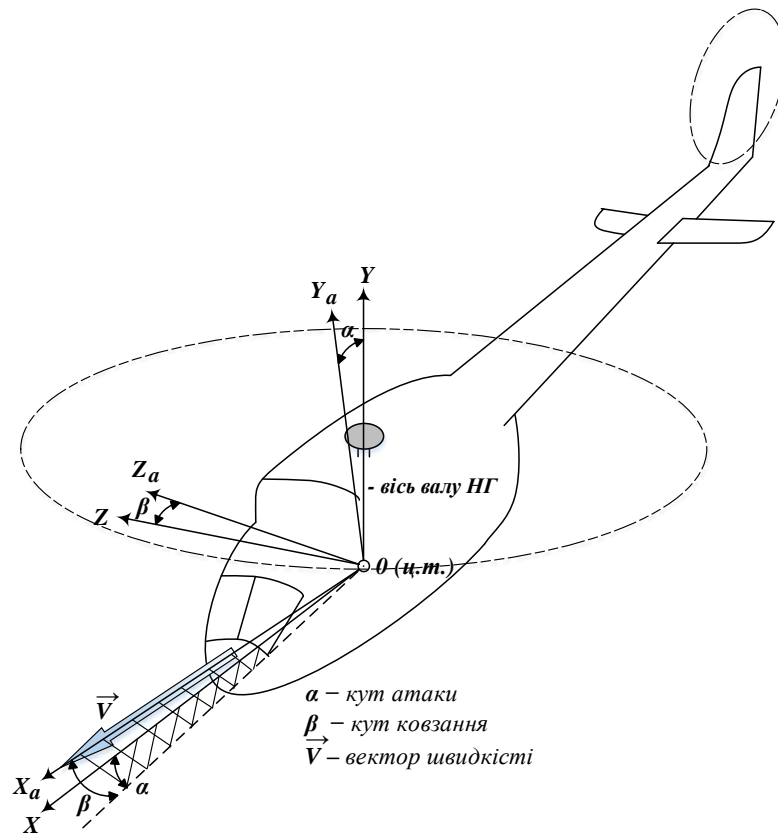


Рисунок 1. Швидкісна та зв'язана системи координат вертольоту

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

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

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

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

- вісь  $OX_a$  спрямовані в напрямі вектора швидкості ( $\vec{V}$ ). Відносно осі  $OX$  швидкісна вісь відхилена на кут атаки ( $\alpha$ ) у вертикальній площині і на кут ковзання ( $\beta$ ) у горизонтальній площині;
- вісь  $OY_a$  розташована у вертикальній площині симетрії вертольоту перпендикулярно осі  $OY_a$  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.

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  $OX_g$  зовється *кутом тангажу* ( $\theta$ );
- вісь  $OY_g$  спрямована перпендикулярно осі горизонтальній площині, її напрям з напрямом, протилежно вектору сили ваги ( $\vec{G}$ ). Кут між осями  $OY$  і  $OY_g$  зовється *кутом крену* ( $\gamma$ );
- вісь  $OZ_g$  спрямована перпендикулярно площині  $OX_gY_g$ , і відхилена від осі  $OZ$  на кут крену.

## 2. Центрування: визначення, причини обмеження, правила завантаження вертольоту і розрахунок 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 вертольоту.

Центрування визначається координатами (рис.2):

- $x_T$  (продовжне 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.

Координати центрування встановлюють взаємне розташування центру мас вертольоту і його координатних осей з точкою прикладення результуючої аеродинамічної сили НГ.

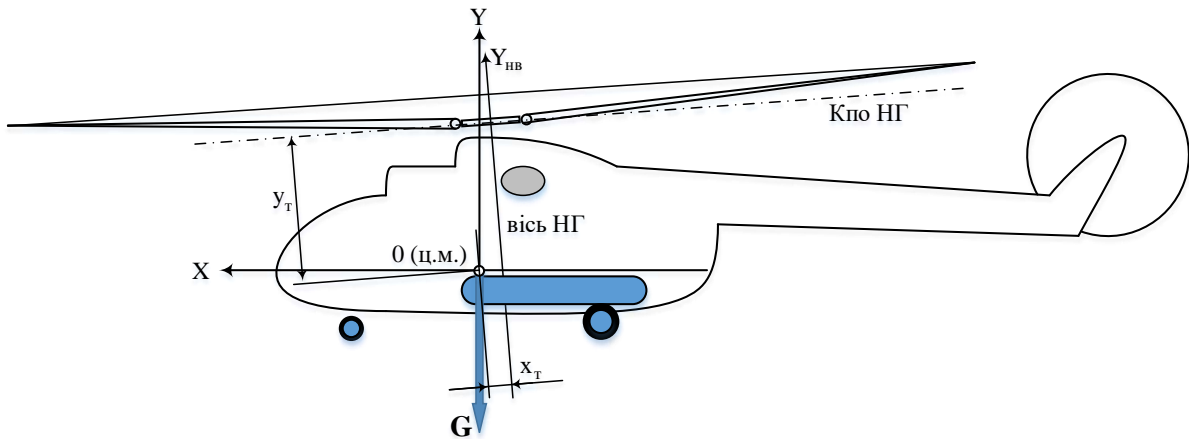
Результуюча аеродинамічна сила має певні обмеження відхилення від напрямку осі НГ, це пов'язане з експлуатаційними обмеженнями діапазону швидкостей польоту, динамічними навантаженнями на конструктивні елементи НГ, сталістю та керованістю вертольоту.

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. Наприклад, вертоліт Мі-2 має експлуатаційний діапазон центрування  $+185 \div -10$  мм, а вертоліт Мі-8  $+370 \div -80$  мм.

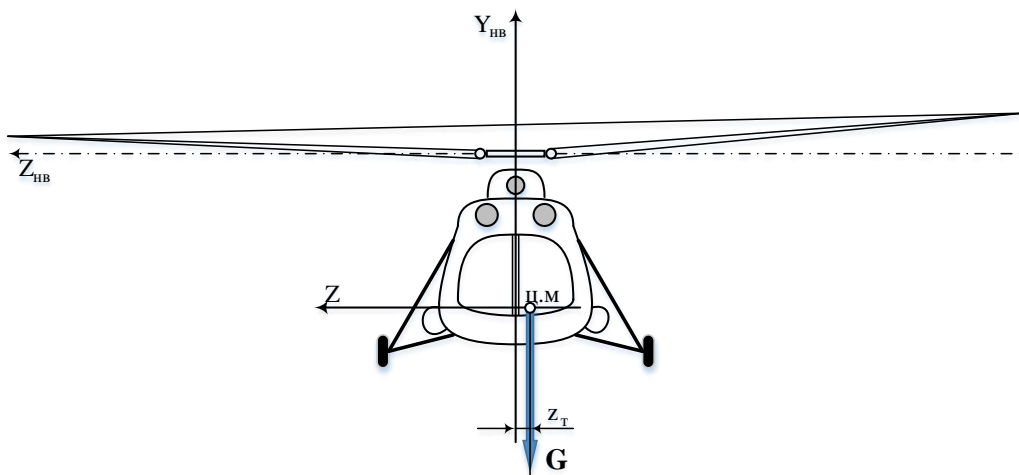
Величини вертикального і бічного центрування залежать від розмірів вертольоту

а, вертикальне центрування може бути 1,5 – 4 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 вертольоту.



а) Продовжне та вертикальне центрування



б) Бічне центрування

Рису

## нок 2. Центрування 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:

- розраховуються статичні моменти:  $M_{cxi} = m_i \cdot x_i$ ;  $M_{cyi} = m_i \cdot y_i$ ; (1)

- розраховуються координати центра мас:  $x_0 = \frac{\sum m_i \cdot x_i}{\sum m_i}$ ;  $y_0 = \frac{\sum m_i \cdot y_i}{\sum m_i}$  (2).

де  $x_i, y_i$  – координати центру мас  $i$ -го вантажу;

$m_i$  – маса  $i$ -го вантажу.

-

Реактивні моменти несучого і рульового гвинтів залежать від потужностей, які до них підведені:

$$M_{PH} = 716,2 \frac{N_{HG}}{n_{HG}}; M_{PH} = 716,2 \frac{N_{PG}}{n_{PG}} \quad (3)$$

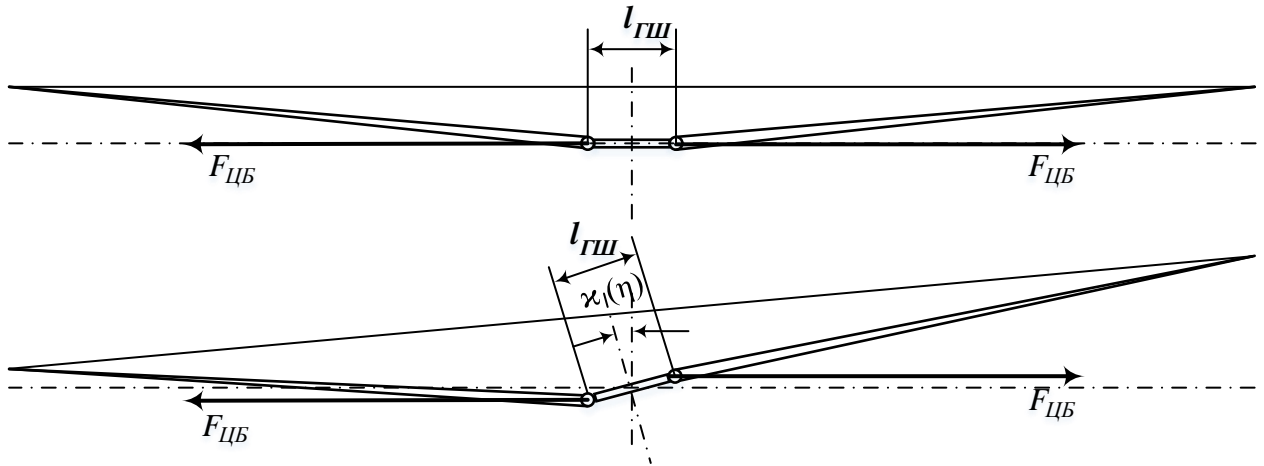


Рисунок 4. Виникнення моменту від розносу горизонтальних шарнірів

Момент від розносу горизонтальних шарнірів виникає при завалі конусу обертання НГ. Привидом виникнення цього моменту є відцентрові сили, що діють на горизонтальні шарніри. При завалі конуса обертання НГ між ними виникає плече, а отже, момент. Так як завал конусу обертання відбувається в продовжному та поперечному напрямі, то і момент діє в тих же напрямках:

$$M_{z_{гш}} = F_{цб} \cdot l_{гш} \cdot \sin \kappa; M_{x_{гш}} = F_{цб} \cdot l_{гш} \cdot \sin \eta; \quad (4)$$

де  $\kappa$  – продовжне відхилення кільця автомата перекосу;

$\eta$  – поперечне відхилення кільця автомата перекосу.

Сили і моменти, що діють на вертоліт в польоті, залежать від параметрів польоту, а саме: швидкості, потужності двигунів, центрування та деяких інших.

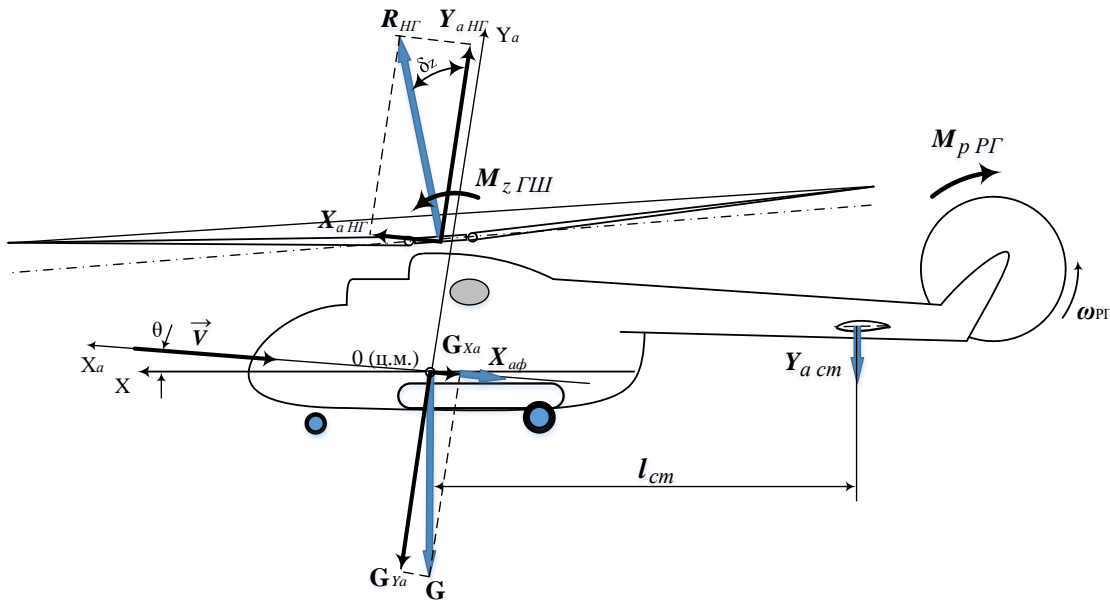
#### 4. Продовжна та бічна рівновага і балансування вертольоту

**Рівновагою вертольоту називається такий його стан, при якому всі діючі на нього зовнішні сили і моменти врівноважені, тобто їх суми дорівнюють нулю:**

$$\sum_i F_{i_{зов}} = 0; \sum_i M_{i_{зов}} = 0 \quad (5)$$

Сили і моменти, що діють на вертоліт, можуть бути позитивними (зі знаком +) або негативними (зі знаком -). Якщо при погляді з початку координат напрямок сили збігається з позитивним напрямком осей координат (вперед, вгору, вправо), то сила вважається позитивною, в протилежному випадку – негативною. Моменти, що розгортають вертоліт у напрямку годинникової стрілки (при погляді з початку координат у позитивному напрямку координатної осі) є позитивні, а проти годинникової стрілки – негативні.





Рисунок

### 5. Сили та моменти, що діють на вертоліт в продовжній проекції

Рух вертольота в повітряному просторі пілот сприймає і контролює по зміні напрямку руху і кутів, які характеризують розташування зв'язаної або швидкісної систем координат відносно земної. Тому рівняння (5), які описують загальний рух вертольота відносно центра мас і рух центра мас у просторі, зручно записувати в проекціях на осі зв'язаної або швидкісної систем координат.

В зв'язку з цим розрізняють продовжню та бічну рівноваги.

#### 4а) Продовжна рівновага (рис.5)

Рівняння руху ц.м. вертольота у продовжному напрямку в проекціях на осі швидкісної системи координат в загальному виді мають вигляд:

$$m \frac{dV}{dt} = \sum F_{Xa} = X_{aHG} - G_{Xa} - X_{a\Phi} = X_{aHG} - G \sin \theta - X_{a\Phi} \quad (6)$$

$$m \frac{d\theta}{dt} = \sum F_{Ya} = Y_{aHG} - G_{Ya} - Y_{aCT} \approx Y_{aHG} - G \cos \theta \quad (7)$$

$$J_{Za} \frac{d\omega_z}{dt} = \sum M_{Za} = -X_{aHG} \cdot y_T + Y_{aHG} \cdot x_T - M_{z\Gamma\text{Ш}} + Y_{aCT} \cdot l_{cm} + M_{pPG} \quad (8)$$

де:  $\frac{dV}{dt}$  – лінійне прискорення вздовж осі  $X_a$ ;  $\theta$  – кут нахилу траєкторії польоту;

$\frac{d\theta}{dt}$  – лінійне прискорення вздовж осі  $Y_a$ ;  $J_{Za}$  – момент інерції вертольота

відносно осі  $Z_a$ ;  $\frac{d\omega_z}{dt}$  – кутове прискорення відносно осі  $Z_a$ .

Якщо хоча б одно прискорення в рівняннях (6) – (8) не рівно нулю, то такий режим руху зоветься несталим. У сталому режимі польоту прискорень не

існує, тобто вертоліт знаходиться в стані спокою або рівномірному і прямолінійному русу.

У такому випадку рівняння сталого режиму польоту будуть мати вигляд:

$$\sum F_{Xa} = X_{aHG} - G_{Xa} - X_{a\Phi} = X_{aHG} - G \sin \theta - X_{a\Phi} = 0 \rightarrow V = \text{const} \quad (9)$$

$$\sum F_{Ya} = Y_{aHG} - G_{Ya} - Y_{aCT} \approx Y_{aHG} - G \cos \theta = 0 \rightarrow \theta = \text{const} \quad (10)$$

$$\sum M_{Za} = -X_{aHG} \cdot y_T + Y_{aHG} \cdot x_T - M_{zГШ} + Y_{aCT} \cdot l_{cm} + M_{pPG} = 0 \rightarrow \omega_z = 0 \quad (11)$$

#### 4б) Бічна рівновага

Бічна рівновага може здійснюватися двома способами: з ковзанням і з креном.

Бічна рівновага з ковзанням (рис.6)

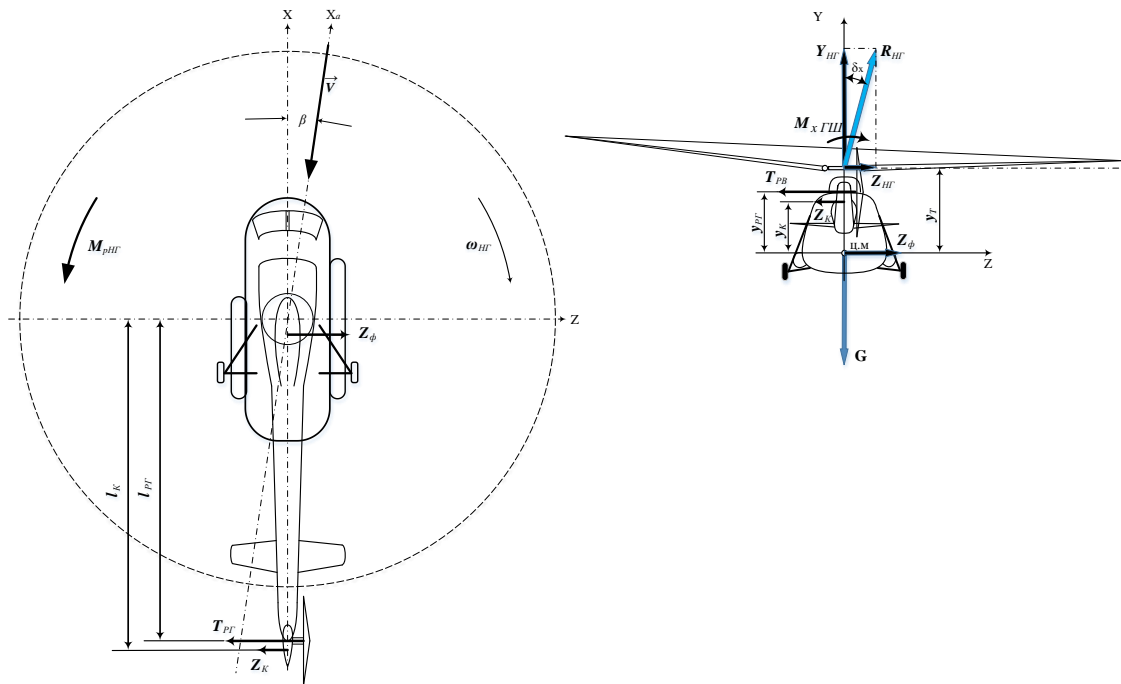


Рисунок 6. Сили та моменти, що діють при польоті з ковзанням

При польоті з ковзанням значний вплив на рівновагу в бічному відношенні мають: сила поперечного опору фюзеляжу ( $Z_\phi$ ) і бічна сила кілю ( $Z_K$ ).

Бічна рівновага з ковзанням описується рівняннями, що для сталого режиму польоту мають вигляд:

$$\sum F_z = Z_\phi - T_{PG} - Z_K = 0 \rightarrow V_z = \text{const} \quad (12)$$

$$\sum M_x = Z_{HG} \cdot y_T + M_{xГШ} - T_{PG} \cdot y_{PG} - Z_K \cdot y_K = 0 \rightarrow \gamma = 0 \quad (13)$$

$$\sum M_y = T_{PG} \cdot l_{PG} + Z_K \cdot l_K - M_{pHG} = 0 \rightarrow \beta = \text{const} \quad (14)$$

де  $\gamma$  – кут крену;  $\beta$  – кут ковзання;  $V_z$  – бічна швидкість ковзання.

4в) Бічна рівновага з креном (рис.7)

При бічній рівновазі з креном сила поперечного опору фюзеляжу і бічна сила кілю відсутні або мають незначні величини. Тяга рульового гвинта компенсується сумою бічної складовою результуючої сили –  $Z_{HG}$  і бічної складовою сили тяжіння –  $G_{Za}$ .

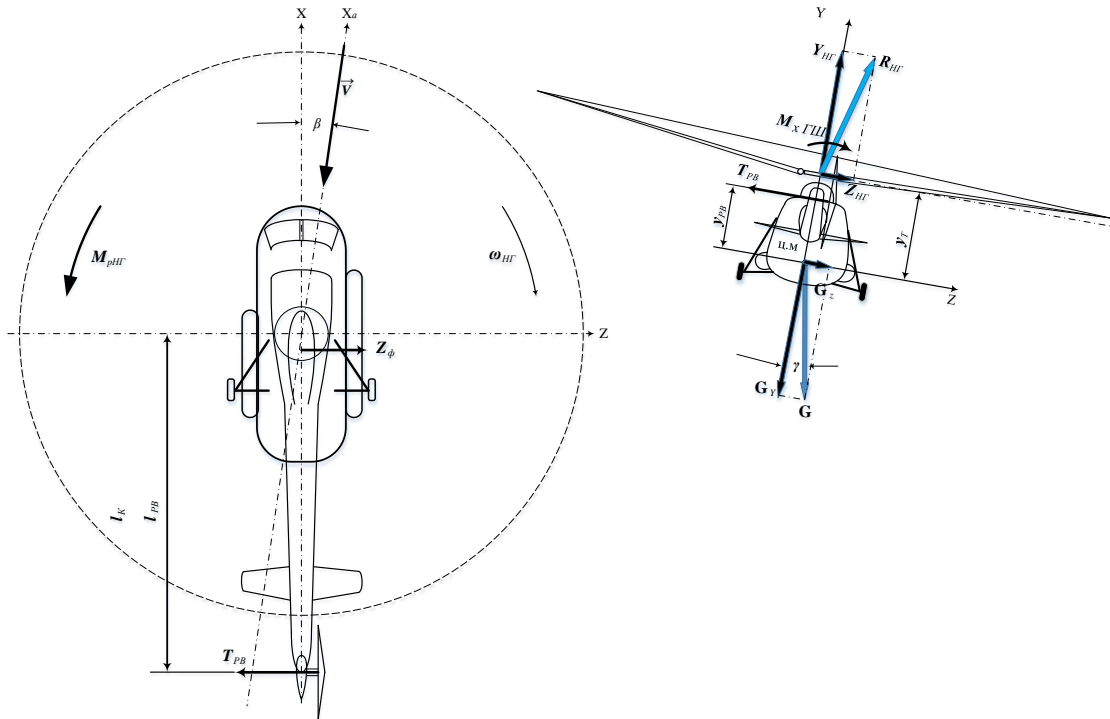


Рисунок 7. Сили та моменти, що діють при польоті з креном

Бічна рівновага з креном описується рівняннями, що для сталого режиму польоту мають вигляд:

$$\sum F_z = G_{Za} - T_{PB} = 0 \rightarrow V_z = 0$$

$$\sum M_x = Z_{HG} \cdot y_T + M_{xГШ} - T_{PG} \cdot y_{PG} = 0 \rightarrow \gamma = const$$

$$\sum M_y = T_{PG} \cdot l_{PG} - M_{пHG} = 0 \rightarrow \beta = 0$$

### 5. Аналіз балансувальних кривих

**Балансуванням прийнято звати дії пілота з допомогою важелів управління, що спрямовані на досягнення рівноваги на заданому режимі польоту.**

Балансувальним кутом прийнято звати кут, на який відхиляється результуюча аеродинамічна сила [продовжній –  $\delta_z$  (рис.5), поперечний –  $\delta_x$  (рис.6)], або кути нахилу кільця автомату перекосу (продовжний –  $\chi$ , поперечний –  $\eta$ ).

Балансування вертольоту (та інших ЛА) прийнято оцінювати за допомогою так званих балансувальних кривих – графіків залежності кутів відхилення кільця автомату перекосу і залежності кутів шагу рульового гвинта від швидкості польоту.

Також, до балансувальних кривих відносяться залежності кутів просторового положення: кута тангажу ( $\vartheta$ ), крену ( $\gamma$ ) и ковзання ( $\beta$ ) – від швидкості польоту.

Приклад типових балансувальних кривих наведено на рис.8:

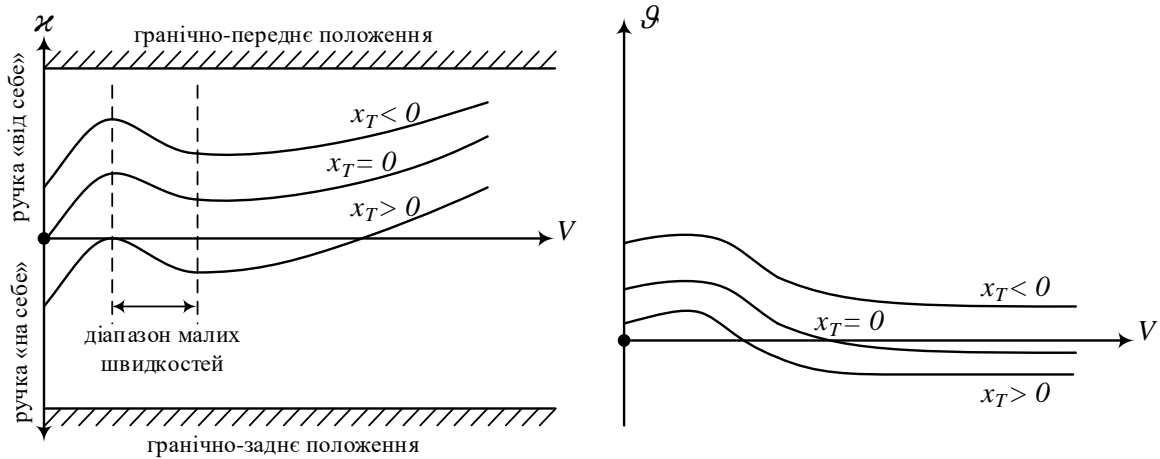


Рисунок 8. Типові балансувальні криві (продовжнє балансування)

Бічне балансування розглядається для обох видів рівноваги: як без крену, так і без ковзання; на рис. 9 наведені типові балансувальні криві для бічної рівноваги.

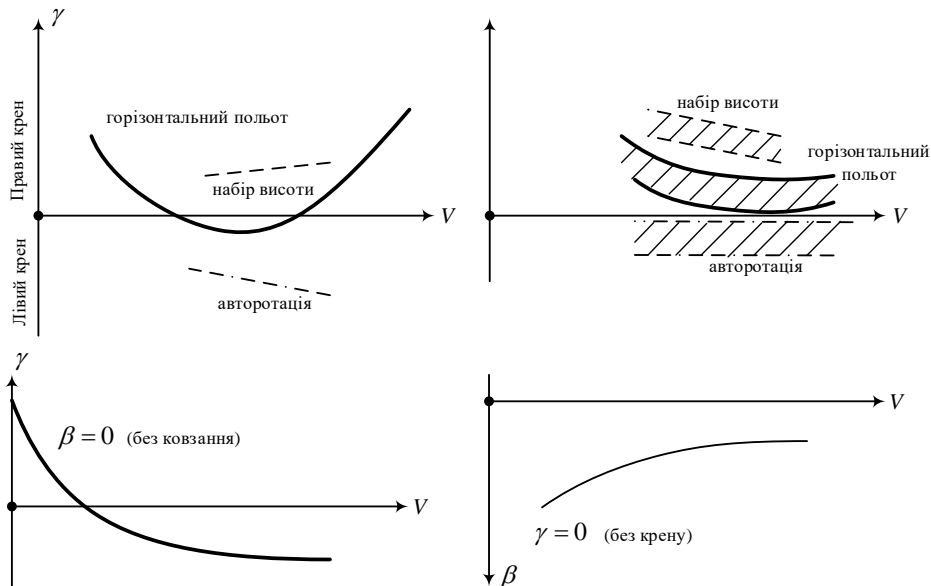


Рисунок 9. Типові балансувальні криві (бічне балансування)

Балансувальні криві дозволяють аналізувати статичну сталість та параметри керованості вертольоту:

- ступінь статичної сталості по швидкості;
- ефективність керування;
- запаси управління та інші.