

**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 № 8 – Віраж**

**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 14.06.2023 № 13

**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. Віраж – загальні положення
2. Умови рівноваги
3. Характеристики віражу
4. Особливості виконання правого і лівого віражу
5. Льотні обмеження

### 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. Віраж – загальні положення

**Віражем** називається розворот вертольота в горизонтальній площині на кут  $360^0$ , що виконується з постійною швидкістю і креном, без ковзання. Розрізняють лівий і правий віраж. Частина віражу називається **розворотом**. Віраж з набором висоти називається **висхідна спіраль**, а зі зниженням – **низхідна спіраль**.

Для викривлення траєкторії необхідно, щоб на вертоліт діяла невідносна доцентрова сила, для створення якої необхідно нахилити вертоліт в сторону розвороту, а щоб не було ковзання - відхилити педаль в сторону розвороту - кулька на приладі показчика ковзання повина бути в центрі (*кулька іде за РЦШ і іде від педалі*).

Зі збільшенням крену збільшується потрібна потужність, тобто виконання віражу можливо тільки при надлишку потужності в порівнянні з горизонтальним польотом:

$$N_{\text{потр\_вир}} = N_{\text{потр\_гп}} + \Delta N ;$$

У міру збільшення висоти польоту, температури повітря і ваги вертольота запас потужності зменшується, а значить і зменшується максимально можливий крен для виконання віражу. Максимальний надлишок потужності виходить на економічній швидкості, значить і самий максимальний крен можливий на економічній швидкості.

## 2. Умови рівноваги

Для правильного віражу необхідне дотримання рівноваги сил і моментів (рис.1). При цьому, необхідно враховувати, що величина доцентрової сили визначає радіус віражу в вона має різну величину на правому (а) і лівому (б) віражах:

$$F_{\text{доц}}^{\text{пр}} = Z_0 - Z_{\text{рв}}$$

$$F_{\text{доц}}^{\text{лв}} = Z_0 + Z_{\text{рв}}$$

Під дією доцентрової сили траєкторія руху вертольоту викривляється, виникає відцентрове прискорення, а отже, відцентрова сила, яка має інерційну природу.

Розглянемо бічне рівновагу вертольоту:

1. Сили, що діють на вертоліт при виконанні віражу розкладемо в земній рухомий системі координат по осях  $y_0 - 0 - z_0$  (рис.1);

2. Умови сталості швидкості, висоти і крену розглядаються на основі законів Ньютона, а умови сталості радіусу розвороту або віражу розглядаються на основі принципу Д'Аламбера, який встановлює рівність зовнішніх та інерційних сил.

$$\text{Сталість швидкості: } \sum F_{X_0} = X_0 - X_{BP} = 0 \rightarrow V_{BIP} = \text{const}$$

$$\text{Сталість кута крену: } \sum M_{X_0} = 0 \rightarrow \gamma = \text{const}$$

Інші рівняння рівноваги на лівому і правому віражах мають деякі відмінності:

- правий віраж (рис.1,б):

$$\text{Сталість висоти: } \sum F_{Y_0} = Y_0 + Y_{PB} - G = 0 \rightarrow H = \text{const}$$

$$\text{Сталість радіусу віража: } \sum F_{Z_0} = (Z_0 - Z_{PB}) - \frac{G}{g} \cdot \frac{V_{BIP}^2}{R_{BIP}} = 0 \rightarrow R_{BIP} = \text{const}$$

- лівий віраж (рис.1,а):

$$\text{Сталість висоти: } \sum F_{Y_0} = Y_0 - Y_{PB} - G = 0 \rightarrow H = \text{const}$$

$$\text{Сталість радіусу віража: } \sum F_{Z_0} = (Z_0 + Z_{PB}) - \frac{G}{g} \cdot \frac{V_{BIP}^2}{R_{BIP}} = 0 \rightarrow R_{BIP} = \text{const}$$

$$\frac{G}{g} \cdot \frac{V_{BIP}^2}{R_{BIP}} - \text{відцентрова сила.}$$

Як можна побачити зі схеми сил, напрям кута крену на віражу впливає на повздовжнє і бічне балансування вертольоту за рахунок складових тяги рульового гвинта:

- на правому віражу за рахунок складової  $Z_{PB}$  доцентрова сила зменшується, що потребує більшого, в порівнянні з лівим віражем відхилення РЦШ вправо, складова  $Y_{PB}$  спрямована вгору і створює додатковий пікіруючий момент, завдяки чому відхилення РЦШ «від себе» в порівнянні з лівим віражем на тієї ж швидкості зменшується;

- на лівому віражу за рахунок складової  $Z_{PB}$  доцентрова сила збільшується, тому для виконання віражу з тим же креном, що і правий потрібне поперечне відхилення РЦШ буде менше, а за рахунок кабрируючого моменту, що створюється складовою  $Y_{PB}$  потрібне відхилення РЦШ «від себе» збільшується.

### 3. Характеристики віражу

$$\text{- радіус віражу: } R_{BIP} = \frac{V^2}{g \cdot \text{tg} \gamma},$$

де:  $V$  – істина швидкість, м/с;

$g$  – прискорення вільного падіння, 9,81 м/с<sup>2</sup>;

$\gamma$  – кут крену.

$$\text{- час виконання віражу: } t_{BIP} = 0,64 \frac{V}{\text{tg} \gamma};$$

$$\text{- кутова швидкість обертання: } \omega_{BIP} = \frac{g \cdot \text{tg} \gamma}{V};$$

- нормальне перевантаження:  $n_y = \frac{1}{\cos \gamma}$ .

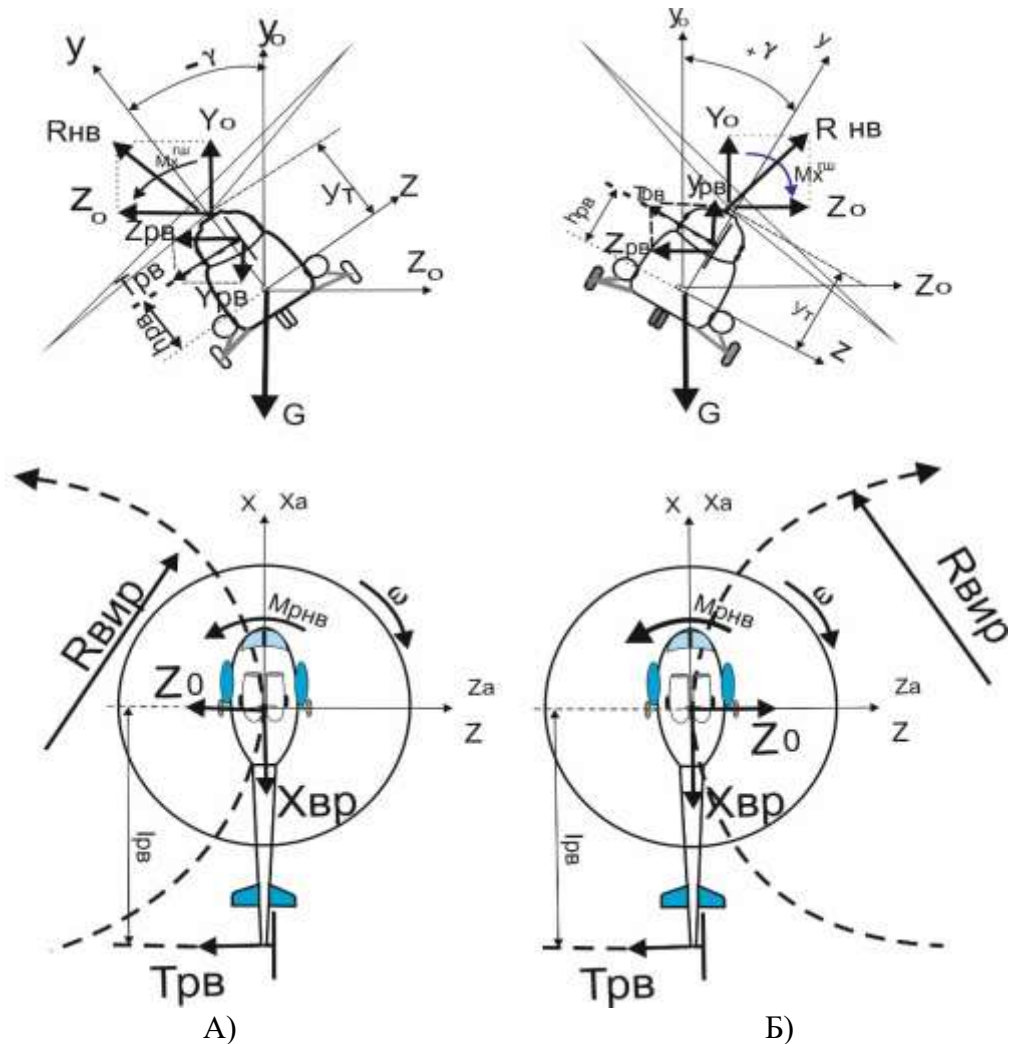


Рисунок 1. Схеми сил на лівому (а) і правому (б) віражах

#### 4. Особливості виконання правого і лівого виразу

Несучий гвинт вертольота є потужним гіроскопом. Гіроскоп має таку властивість, що якщо накрентити його вісь обертання, то з'являється гіроскопический момент, який прагне відхилити вісь обертання НВ і вертоліт в сторону, що відрізняє від сторони крен на  $90^\circ$  у напрямку обертання НВ. При невеликих кренах перевантаження незначна, а при нахилі більше  $30^\circ$  перевантаження різко збільшується, збільшується навантаження на конструкцію вертольота, в першу чергу на несучу систему, що є основною причиною обмеження максимального крену при виконанні віражів і розворотів. Величина гіроскопического моменту залежить від величини крену і кутової швидкості зміни крену, при плавному відхиленні РЦШ розбалансування незначна.

**При введенні вертольота в правий віраж**, Пілот з допомогою РЦШ відхиляє вправо конус НВ і його вісь обертання, гіроскопічний момент буде відхиляти вісь обертання і вертоліт на кабрування. При відхиленні правої педалі збільшується інсталяційний кут лопатей РВ, збільшується опір РВ, що збільшує потрібну потужність.

При введенні вертольота в лівий віраж, пілот відхиляє конус НВ і його вісь обертання вліво, гіроскопічний момент буде відхиляти вісь обертання і вертоліт на пікірування. При відхиленні лівої педалі зменшується інсталяційний кут лопатей РВ, зменшується опір РВ, що призводить до зменшення потрібної потужності.

**В процесі виконання правого віражу** складова тяги рульового гвинта сила *У<sub>рв</sub>* спрямована вгору і вона відхиляє вертоліт на пікірування. З огляду на те, що ліва половина захоплюваної площі НВ рухається по колу з великим радіусом, ніж права, а значить з більшою швидкістю, то на ній створюється підйомна сила більше, ніж на правій половині, вертоліт прагне нахилитися вправо.

В процесі виконання лівого віражу складова тяги рульового гвинта сила *У<sub>рв</sub>* спрямована вниз і вона відхиляє вертоліт на кабрівання, а різниця в підйомній силі лівої і правої половини захоплюваної площі прагне нахилити вертоліт вліво.

При виведенні з правого віражу гіроскопічний момент прагне відхилити вертоліт на пікірування, а відхилення лівої педалі і зменшення крену призводять до зменшення потрібної потужності.

При виведенні з лівого віражу гіроскопічний момент прагне відхилити вертоліт на кабрування, відхилення правої педалі приводить до незначного збільшення потрібної потужності, а зменшення крену призводить до зменшення потрібної потужності.

При введенні в правий віраж пілот повинен відхилити РЦШ вправо і «від себе» (для компенсації гіроскопічного моменту), відхилити праву педаль для запобігання ковзання (кулька в центрі) і трохи підняти важіль «крок-газ» для збереження висоти т. К. Потрібна потужність для віражу більше ніж для горизонтального польоту.

В процесі правого віражу за допомогою РЦШ утримувати вертоліт від опускання носа і крен вправо. При виведенні з правого віражу утримувати вертоліт від опускання носа і за допомогою важеля крок-газ встановити режим роботи двигунів як в ДП.

При введенні в лівий віраж пілот повинен відхилити РЦШ вліво і «до себе» (для компенсації гіроскопічного моменту), відхилити ліву педаль для запобігання ковзання (кулька в центрі). При лівому крен до  $15^\circ$  для збереження висоти польоту не потрібно піднімати важіль крок-газ т. к. при відхиленні лівої педалі зменшується потужність споживана рульовим гвинтом і за рахунок цього збільшується потужність, що підводиться до НВ. А при нахилі більше  $15^\circ$ , Для збереження висоти необхідно підняти важіль «крок-газ». В процесі лівого віражу за допомогою РЦШ утримувати вертоліт від підняття носа і крен

вліво. При виведенні з лівого віражу утримувати вертоліт від піднімання носа і за допомогою важеля «крок-газ» встановити режим роботи двигунів як в ДП.

### *5. Льотні обмеження*

При виконанні віражів і розворотів, за запасом міцності конструкції і можливих помилок в техніці пілотування Керівництво з льотної експлуатації вводить обмеження по крену:

- при швидкості польоту 60 - 180км / ч-крен не більше 30о;
- при швидкості польоту 180 - 210км / ч -крен не більше 20°
- при швидкості польоту менше 60км / год - крен не більше 10°;
- при польоті з вантажем на зовнішній підвісці - крен не більше 20о.
- при зниженні на авторатації крен не більше 20°.