

**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 № 4 – Сталість та керованість 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
7. Поняття керованості вертольота. Характеристики керованості вертольота: ефективність, чутливість, потужність, запізнювання та запаси керування
8. Зусилля на важелях управління

### **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 льотної 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  $OY$ .

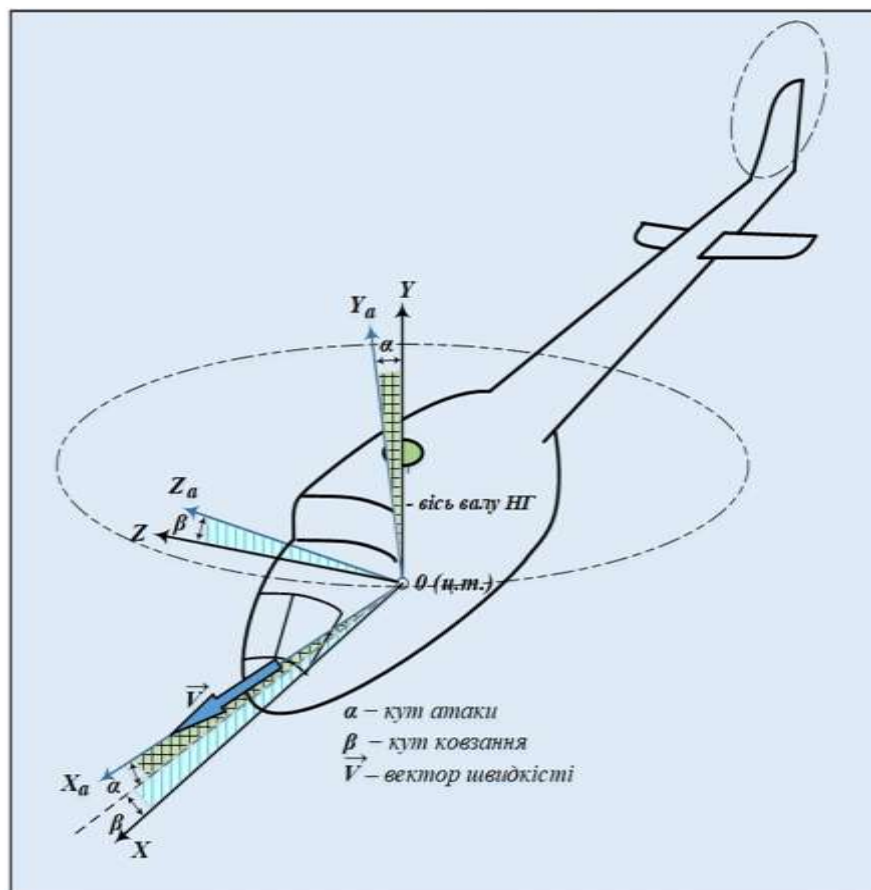


Рисунок 1. Зв'язана і швидкісна системи координат

$OX_aY_aZ_a$  – 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 ( $\alpha$ ) у вертикальній площині і на кут ковзання ( $\beta$ ) у горизонтальній площині;
- вісь  $OY_a$  розташована у вертикальній площині симетрії вертольоту перпендикулярно осі  $OX_a$  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.

## 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  $\theta$  (кут тангажу);
- бічна вісь  $OZ_g$  спрямована в площині горизонту перпендикулярно осі  $OX_g$  і відхилена від бічної осі вертольоту на кут  $\gamma$  (кут крену);
- вісь  $OY_g$  спрямована перпендикулярно площині горизонту і відхилена відносно вертикальної осі вертольоту  $OY$  на кути  $\theta$  і  $\gamma$ .

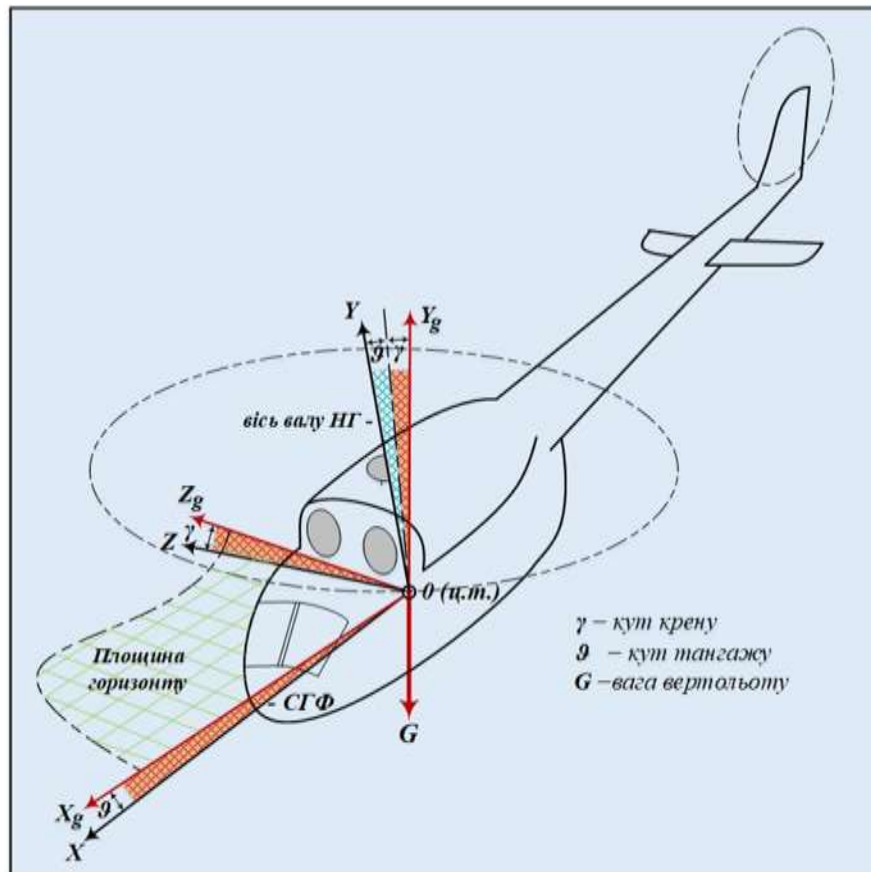


Рисунок 2. Зв'язана і нормальна земна системи координат

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  $OX_g$  зветься *кутом тангажу* ( $\theta$ );

- вісь  $OY_g$  спрямована перпендикулярно осі горизонтальної площині, її напрям з напрямом, протилежно вектору силі ваги ( $\vec{G}$ ). Кут між осями  $OY$  і  $OY_g$  зовється кутом крену ( $\gamma$ );
- 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):

- $x_T$  (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.

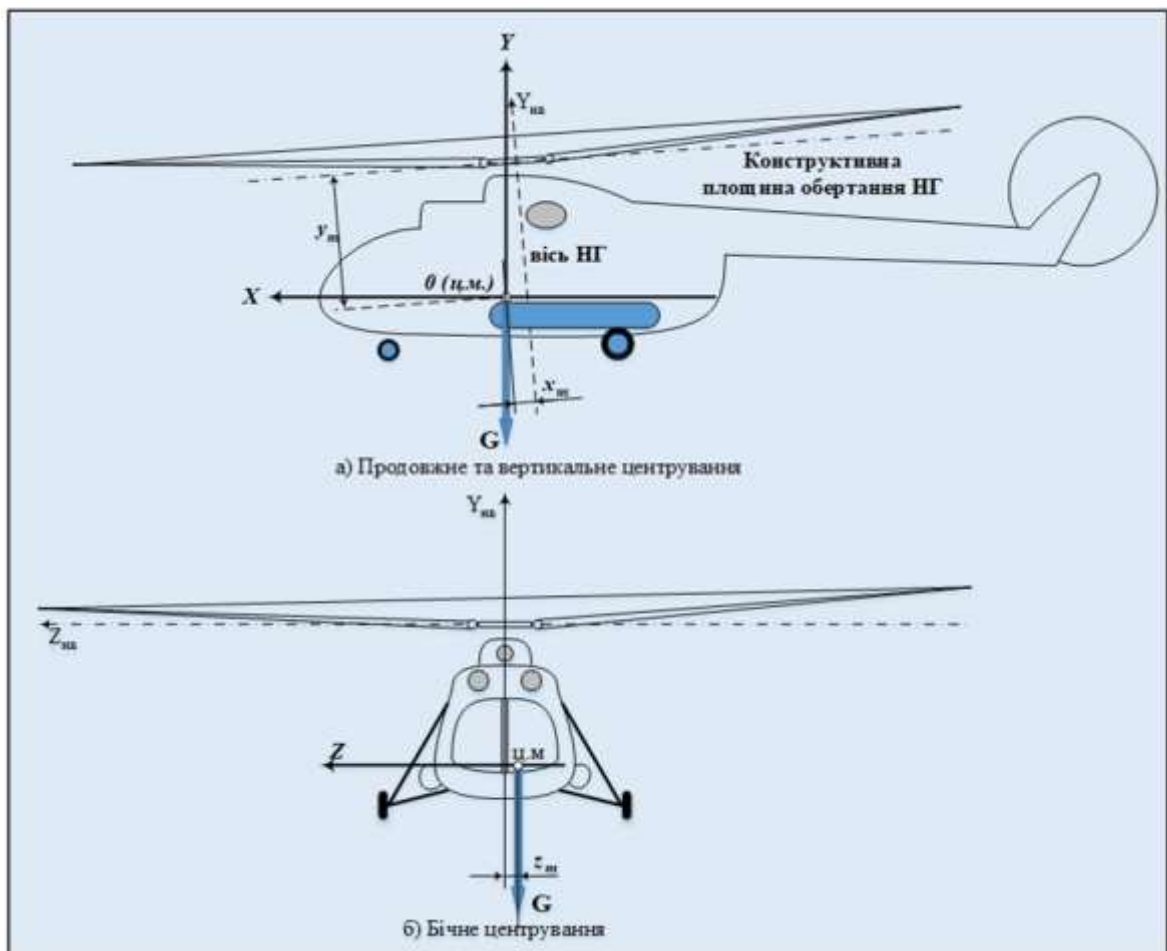


Рисунок 3. Продовжне, вертикальне і бічне центрування вертольота

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 вертольота, 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 вертольота  $\leq 12500$  кг : +300 мм (спереду осі НГ);
- при масі вертольота  $> 12500$  кг: + 257 мм.

Б) Гранично-задня:

- при масі вертольота  $\leq 12570$  кг: - 95 мм (позаду осі НГ);
- при масі вертольота  $> 12570$  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 вертольота

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 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».

## 7. Поняття керованості вертольоту, характеристики керованості вертольота

**Керованістю** називається здатність вертольота змінювати своє положення в просторі з волі пілота при відхиленні важелів управління. Пілот, впливаючи на важелі управління, змінює величину і нахил повної аеродинамічної сили несучого гвинта  $R_{HG}$ . Величина сили змінюється при переміщенні важеля загального кроку внаслідок одночасної зміни кутів установки всіх лопатей на однакову величину.

Внаслідок нахилу повної аеродинамічної сили виникає управляючий момент, який змінює просторове положення вертольоту і параметри польоту.

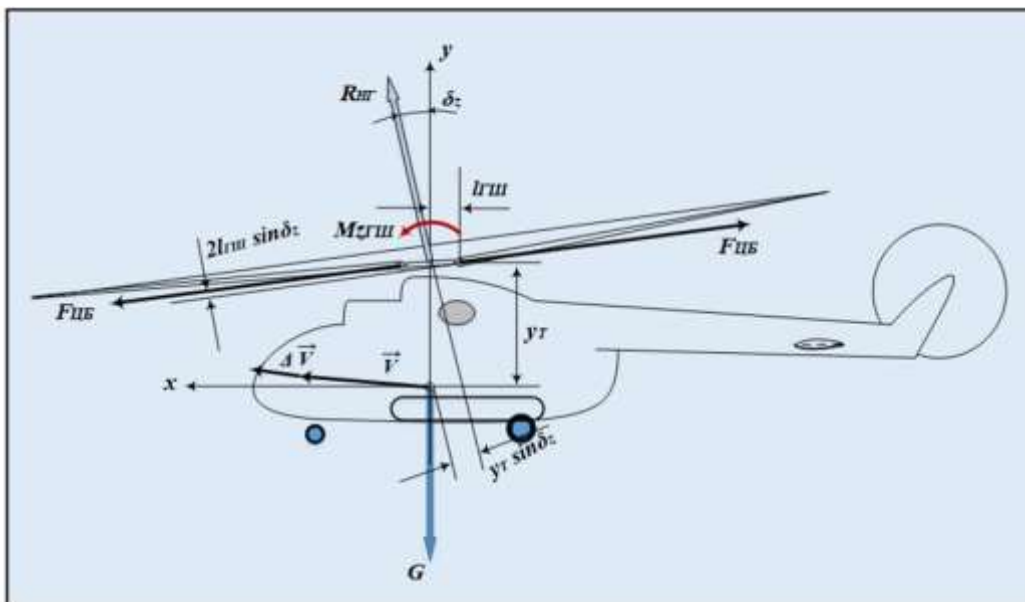


Рисунок .10 Поздовжній керуючий момент

За рахунок відхилення повної аеродинамічної сили виникають як поздовжній так і поперечний керуючі моменти:

$$M_{Z_{кер}} = R_{HG} \cdot y_T \cdot \sin \delta_z \pm M_{Z_{ГШ}}$$

$$M_{X_{кер}} = R_{HG} \cdot y_T \cdot \sin \delta_x \pm M_{X_{ГШ}}$$

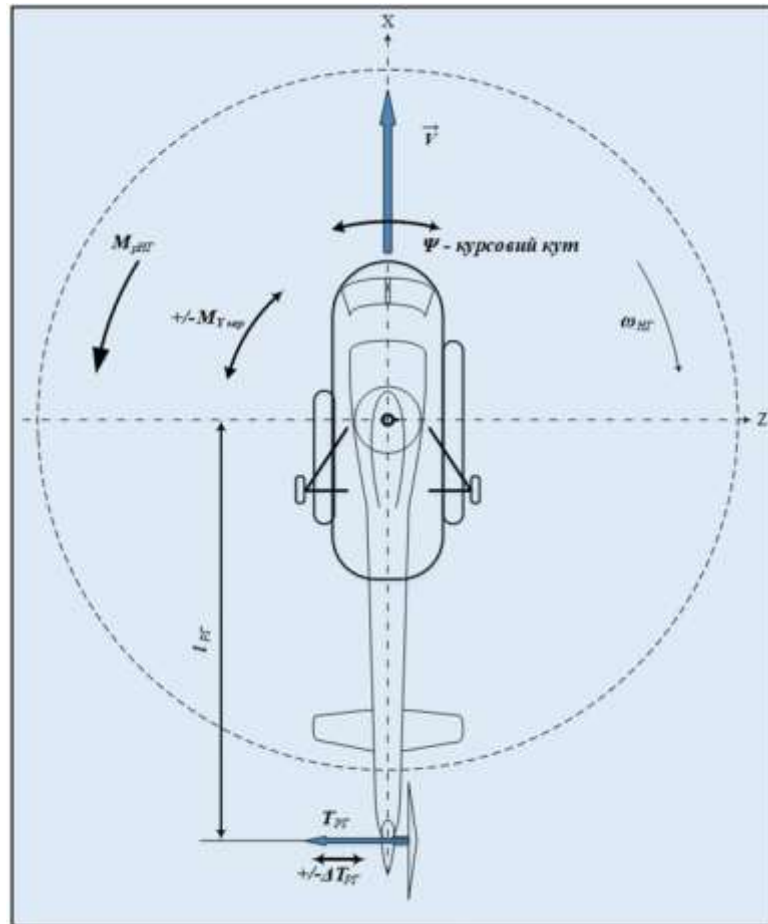


Рисунок 11. Шляховий керуючий момент

Шляховий керуючий момент створюється за рахунок зміни величини тяги рульового гвинта:

$$M_{Y_{кер}} = \pm \Delta T_{пг} \cdot l_{пг}$$

Добре керований вертоліт відразу реагує на дії пілота важелями управління, але він швидко реагує і на випадкові обурення. Якщо говорять про хороші характеристики керованості і стійкості вертольота на даних режимах польоту, то мають на увазі, що значення цих характеристик задовольняють їх оптимальному співвідношенню.

Стійкість вертольота характеризується його поведінкою на різних режимах польоту при різній інтенсивності збурень з боку зовнішнього середовища. Керованість характеризується поведінкою вертольота на різних режимах польоту при відхиленні пілотом важелів управління.

Кількісними показниками керованості є ефективність, чутливість і потужність управління. Крім цих показників керованість характеризується запізненням управління, залежністю в управлінні і зусиллями на важелях управління.

**Ефективність управління** визначається величиною діючого на вертоліт керуючого моменту, який припадає на одиницю відхилення важеля управління.

Вона тим вище, чим більше повна аеродинамічна сила несучого гвинта і сила тяги рульового гвинта, вертикальне центрування вертольота і рознесення ГШ:

Чисельно ефективність управління може виражатися формулами:

$$E_{кер} = M_{кер}^{\delta} = \frac{\partial M_{ікер}}{\partial \delta_i} - \text{поздовжня та поперечна ефективність};$$

$$E_{шлях} = \frac{\Delta T_{РГ} \cdot l_{РГ}}{\Delta \phi_{РГ}} - \text{шляхова ефективність}.$$

Однак, ефективність управління ще не характеризує реакцію вертольота на дії пілота.

Для задовільної керованості має бути забезпечене певне співвідношення між керуючим моментом і демпфуванням результуючого руху вертольота. Демпфуючі властивості вертольоту визначаються його інерційністю відносно певної осі (моментом інерції). Цю характеристику прийнято називати **чутливістю** управління.

Якщо відхилити ручку управління в поздовжньому напрямку і зафіксувати її в цьому положенні, то вертоліт, долаючи інерцію, почне нахилитися в ту ж сторону зі зростаючою швидкістю. У міру збільшення кутової швидкості збільшується демпфуючий момент до того, доки кутова швидкість не досягне величини, при якій демпфуючий момент буде дорівнювати керуючому. Після цього вертоліт буде обертатися з постійною кутовою швидкістю. Таким чином, чутливість управління характеризує ту сталу кутову швидкість, яку набуває вертоліт при відхиленні важеля управління.

**Потужність управління** характеризується величиною максимальною величиною керуючого моменту, що виникає при максимальному відхиленні важеля управління від його нейтрального положення до упору. Керуючий момент, який може бути створений при відхиленні важеля управління до упору, повинен бути достатнім для балансування вертольоту на даному режимі польоту, а також достатнім для парирування збурень, що виникають на всіх експлуатаційних режимах.

Тому необхідно, щоб при гранично-допустимих центруваннях вертольота балансувальне положення важелів управління також не виходило з певних меж.

**Запасом управління** називається запас ходу командного важеля управління від балансувального положення до упору, яке виражене у відсотках повного ходу важеля від нейтрального положення до упору.

На висінні балансувальне положення ручки управління в поздовжньому напрямі -  $\frac{1}{4}$ - $\frac{1}{2}$  ходу ручки «на себе», вправо -  $\frac{1}{4}$  -  $\frac{1}{2}$  ходу.

Запаси поздовжнього управління мають найменше значення при руху ручки «від себе» - на режимі польоту з максимальною швидкістю з предельно-заднім центруванням, при руху ручки управління «на себе» - на режимі висінні з предельно-передньом центруванням при вітру ззаду.

**Запізненням управління** називається час від початку дії важелем управління до початку зміни режиму польоту. Запізнення пояснюється застосуванням на вертольоті принципом створення керуючого моменту -

великою силою на малому плечі. Особливо помітно запізнювання в поздовжньому і поперечному управлінні у важких вертольотів в силу того, що лопаті НГ при обертанні мають велику інерцію і значну пружність, в силу чого нахил конуса відбувається не миттєво.

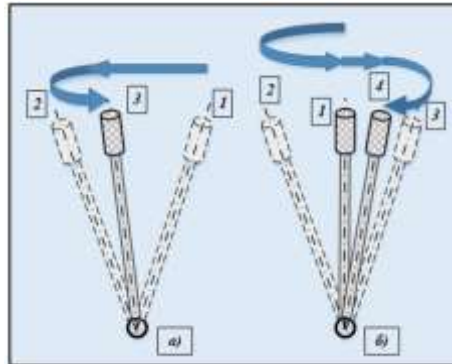


Рисунок 12. Рух важеля управління для компенсування запізнювання:  
а) стійкий вертоліт; б) нестійкий вертоліт

Крім того, повітряний потік, що протікає через НГ, з нахилом конуса обертання змінює свій напрямок не одночасно, а із-за вихроутворення запізняє вслід чого затримується встановлення нового напрямку сили  $R_{НГ}$ . Тому вертоліт реагує на відхилення важеля управління з деяким запізненням.

Пілотуючи вертоліт, пілот весь час відчуває, що він «ходить за ручкою» з запізненням. Якщо вертоліт почав змінювати своє просторове положення внаслідок відхилення важеля управління, то він прагне продовжувати своє кутове переміщення навколо центра ваги. Це вимагає від пілота подвійних рухів важелями управління. При цьому відхилення повинні бути невеликими. Запізнення в шляховому відношенні набагато менше, ніж в поздовжньо-поперечному і практично не відчувається пілотом.

При розгляді питання керованості необхідно знати перехресний зв'язок тангажем і креном вертольота. Зміна крену викликає розбалансування і по тангажу. При включенні автопілота залежність управління частково усувається – відхилення будь-якого важеля управління не викликає різкого розбалансування вертольота, так як автопілот стабілізує вертоліт навколо інших осей.

## 8. Зусилля на важелях управління

Витрати енергії пілота характеризуються також зусиллями на органах управління. Аеродинамічні навантаження від лопатей передаються на органи управління через тяги системи управління. Навантаження від шарнірних моментів лопатей несучого гвинта настільки великі, що пілот на деяких режимах не в змозі подолати їх вручну. Тому в системах управління застосовуються гідравлічні підсилювачі, які сприймають аеродинамічні навантаження від органів управління і повністю знімають їх з важелів управління.

При такому управлінні пілот не має можливості відчувати зміна режиму польоту по зусиллям на важелях управління, що може призвести до надмірного їх відхилення і викликати розкачування вертольота. Щоб пілот не допускав невідповідних відхилень ручки управління і педалей, в ланцюгах поздовжнього, поперечного і шляхового управління встановлені завантажувальні пружинні механізми. На важелі загального кроку завантажувальні пружини не встановлюють, так як сприйняття зусилля на важелі загального кроку не допомагає пілотові в пілотуванні вертольотом. Замість цього забезпечена можливість фіксації важеля в будь-якому положенні. Зусилля на педалях більше, ніж на ручці управління, а на ручці управління в поздовжньому управлінні більше, ніж в поперечному, що пов'язано з фізіологічними можливостями пілота.

Зусилля на важелях управління в тривалому польоті стомлюють пілота. Тому на вертольоті забезпечується можливість повного зняття зусиль в сталому польоті. В управління включений електромагнітне гальмо, який дозволяє практично миттєво привести зусилля до нуля одночасно на ручці управління і педалях. Зняття зусиль здійснюється при натисканні пілотом спеціальної кнопки на ручці управління.