

**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 № 4 – Сталість та керованість 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 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. Основні поняття
2. Демпфування
3. Продовжна статична стійкість вертольоту
4. Бічна статична стійкість вертольоту
5. 1. Керованість: основні поняття
6. Показники і особливості керованості вертольота
- 6.1 Ефективність керування
- 6.2 Чутливість керування
- 6.3 Потужність управління
- 6.4 Запізнювання в управлінні
- 6.5 Запаси управління
- 6.6 Зусилля в системі 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. 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 поняття

Сталість та керованість ЛА відносяться до найважливіших аеродинамічних властивостей. Характеристики сталості та керованості визначають пілотажні якості літаків і вертольотів і мають вирішальне значення для забезпечення безпеки польоту.

Рівновага, що була досягнута в деякий момент, не може зберігатися скільки-небудь тривалий час, тому що в сталому польоті вертоліт піддається дії різних збурюючих причин, в наслідок чого порушується рівновага вертольоту.

Сталий політ вертольоту до обурення називається *необуреним рухом*. Рух вертольоту після дії обурення називається *обуреним рухом*.

Характер обуреного руху залежить від напрямку сил і моментів, які з'являються при порушенні рівноваги.

**Під сталістю розуміють здатність вертольоту повертатися без втручання льотчика до початкового режиму польоту після припинення дії причин, що обурюють рух.**

Для забезпечення сталості руху необхідно, щоб при відхиленні від початкового режиму у вертольоту створювалися відновлюючі сили і моменти. При цьому кажуть, що вертоліт має статичну сталість.

**Вертоліт є статично стійким, якщо прагне повернутися в початковий стан рівноваги у момент виведення його з цього стану.**

Таким чином, статична сталість – це *сталість стану рівноваги*.

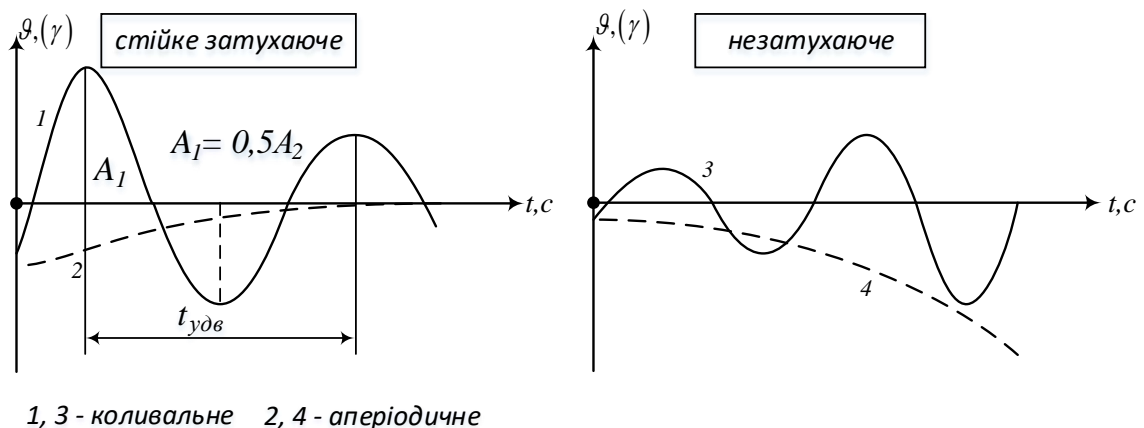


Рисунок 1. Види обуреного руху сталого вертольоту

Для того, щоб вертоліт міг самостійно повернутися до початкового положення, він повинен мати статичну стійкість. Але, статично сталий вертоліт, маючи первинне прагнення повернутися до початкового положення, повертаючись, може проскочити це положення і його рух після обурення може відбуватися як у вигляді затухаючих, так і незгасаючих коливань (рис.1).

Обурений рух вертольоту може бути як може бути як коливальним, так і аперіодичним (неколивальним). Відхилення від заданого режиму по крену, тангажу та інше, можуть затухати або зростати. Якщо відхилення затухають, то вертоліт має динамічну сталість, в протилежному випадку вертоліт динамічно

нестійкий. Мірою динамічної стійкості, або нестійкості є  $t_{yda}$ , за яке амплітуда коливань змінюється (зростає або зменшується) удвічі.

Характер обуреного руху вертольоту залежить від наявності статичної стійкості, виду і напрямку обурюючої дії, що визначається величиною і співвідношенням обурюючих, інерційних і інших сил і моментів.

Моменти, що створюються за рахунок відхилення важелів управління, зовуться *керуючими моментами*. Моменти, що виникають при даних значеннях кутів атаки і ковзання, зовуться *статичними моментами*. Моменти, які виникають при кутовому русі вертольоту, спрямовані проти цього руху і прагнуть загальмувати його, зовуться *демпфуючими*.

## 2. Демпфування

Демпфування руху полягає в появі аеродинамічних, так званих демпфуючих сил і моментів, що перешкоджають розвитку обуреного руху.

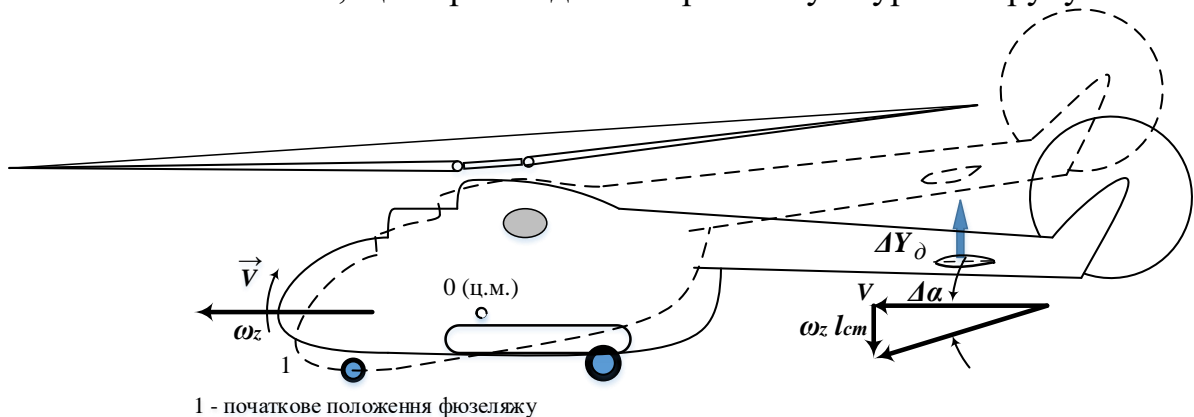


Рисунок 2. Демпфування стабілізатором кутової швидкості тангажу вертольоту

Вертольоти мають демпфуючі властивості при обертанні відносно ц.м., як показано на рис.8.:

- при зміні кута тангажу, тобто при руху вертольоту з кутовою швидкістю  $\omega_z$  змінюється под'ємна сила стабілізатора внаслідок появи додаткової складової швидкості  $V_\delta = \omega_z l_{cm}$ , що призводить до зміни кута атаки стабілізатора на величину  $\Delta\alpha = \frac{\omega_z l_{cm}}{V}$  і появи додаткової підйомної сили  $\Delta Y_\delta$ . Вона створює момент:

$$\Delta M_\delta = \Delta Y_\delta l_{cm} = k_\delta \omega_z \quad (1),$$

що перешкоджає обертанню, тобто демпфуючий, пропорційний кутовій швидкості  $\omega_z$ . Коефіцієнт пропорційності  $k_\delta$  зоветься *коефіцієнтом демпфування*. Аналогічні моменти, протидіючі обертанню, виникають від аеродинамічних сил фюзеляжу.

Найбільш сильна демпфуюча дія на вертоліт робить НГ (рис.3). При зміні крену або тангажу вертольоту конус обертання і повна аеродинамічна сила НГ

внаслідок опору повітря, інерції лопатей і їх шарнірної підвіски слідує з відставанням за зміною положення валу НГ.

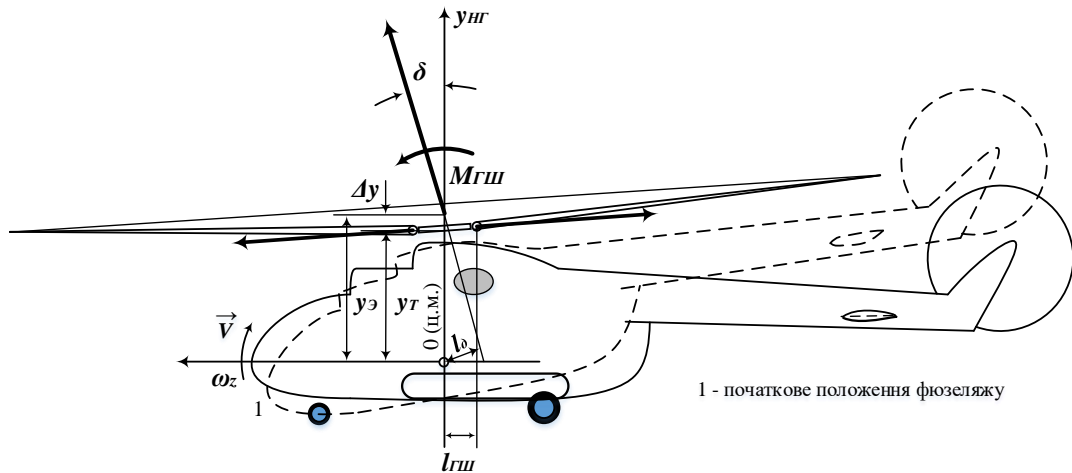


Рисунок 3. Демпфуючі властивості НГ

Кут відставання  $\delta$  пропорційний кутовій швидкості вертольота по крену  $\gamma$  або тангажу  $\theta$  :

$$\delta_z = k\omega_z; \delta_x = k\omega_x \quad (2)$$

$k$  – коефіцієнт пропорційності, тим більший, чим більше момент інерції лопаті відносно ГШ.

Таким чином, при обертанні вертольота по тангажу або крену внаслідок відставання осі конуса від валу НГ на вертолiт діятиме подовжній або поперечний демпфуючий момент ( $M_\delta$ ), протидіючий обертанню вертольота:

$$M_{\delta z} = T_{HB} l_\delta \approx T_{HB} y_T k \omega_z = k_\delta \omega_z \quad (3)$$

де  $k_\delta = \frac{\partial M_{\delta z}}{\partial \omega_z} = M_z^{\omega_z}$  - похідна продовжного моменту демпфування НГ, яка

характеризує величину демпфуючого моменту на одиницю кутової швидкості.

Додаткове демпфування НГ здійснює за рахунок рознесення ГШ:

$$M_{GSH} \approx 2F_{цб} l_{GSH} \delta \quad (4)$$

Сумарний демпфуючий момент НВ дорівнює:

$$M_{\delta \Sigma} = M_\delta + M_{GSH} \quad (5)$$

### 3. Продовжна статична стійкість вертольоту

Подовжню статичну стійкість ЛА прийнято розділяти на стійкість по перевантаженню (при  $V=const$ ) і стійкість за швидкістю (при  $n=const$ ).

#### 3а) Стійкість по перевантаженню

При  $V=const$  зміна перевантаження визначається зміною величини  $C_y$ . Тому мірою продовжної статичної стійкості по перевантаженню  $\sigma_n$  є похідна:

$$\sigma_n = \left( \frac{dM_z}{dCy} \right)_{V=const} \quad (6)$$

При прямолінійному польоті зміна  $M_z$  при зміні  $C_y$  (і перевантаження) визначається зміною кута атаки. Якщо під дією обурення збільшення кута атаки на величину  $\Delta\alpha > 0$  викликає появу неурівноваженого пікіруючого моменту, який прагне повернути вертоліт до початкового кута атаки, вертоліт є стійкий по куту атаки ( $M_z^\alpha < 0$ ). Якщо ( $M_z^\alpha > 0$ ), то вертоліт нестійкий по куту атаки.

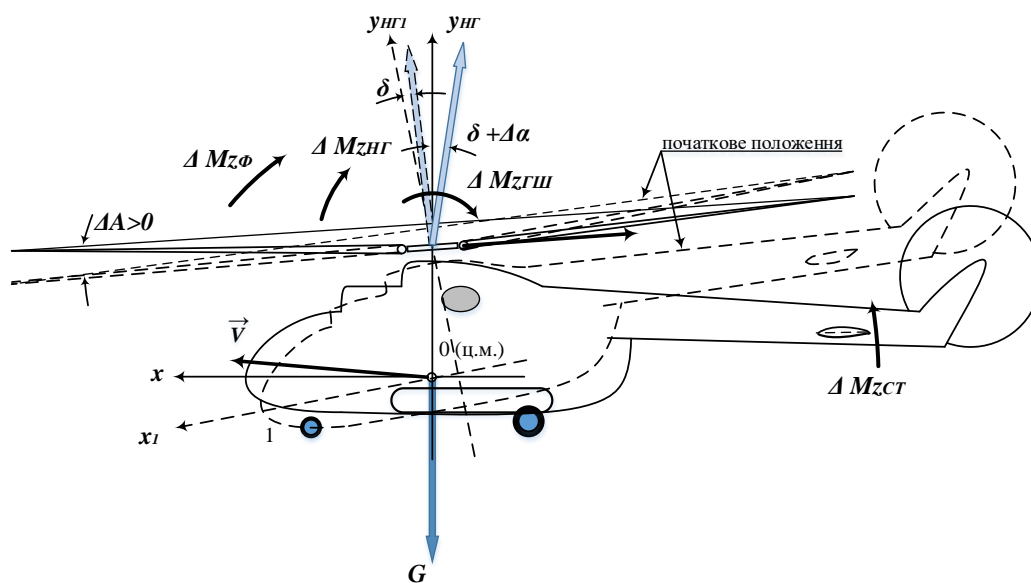


Рисунок 4. Вплив випадкового збільшення кута атаки на зміну подовжніх моментів НГ, фюзеляжу і стабилизатора

**Несучий гвинт** сприяє статичної нестійкості вертольота по куту атаки (перевантаженню) у усьому діапазоні швидкостей: збільшення кута атаки призводить до збільшення завалу конуса обертання назад і створенню моменту, що кабірує  $T_{НГ}y_T\Delta\alpha$ , а також збільшується момент від рознесення ГШ, що призводить до появи неурівноваженого моменту НГ:

$$\Delta M_{z_{HT}} = T_{HT} y_T \Delta a + \Delta M_{z_{FIII}} \quad (7)$$

Який сприяє подальшому збільшенню кута атаки.

**Фюзеляж** також сприяє статичної нестійкості вертольоту по куту атаки завдяки тому, що центр тиску фюзеляжу знаходиться спереду центру мас і при збільшенні кута атаки створює момент, що кабірує.

**Стабілізатор** *оказує позитивний вплив на статичну стійкість по куту атаки в усьому діапазоні швидкостей польоту – збільшення кута атаки приводить до появи додаткової под'ємної сили  $\Delta Y$ , яка створює пікіруючий момент  $\Delta M_{\pi CT}$ .*

### 3б) Стійкість по швидкості

Зміна швидкості при постійному перевантаженні супроводжується зміною кута атаки. При цьому зміна продовжного моменту при зміні швидкості на величину  $\Delta V$  буде визначатися як величиною  $\Delta V$ , так і зміною коефіцієнта під'ємної сили  $C_y$ . Тому мірою продовжної статичної стійкості по швидкості є похідна аеродинамічного моменту  $M_z$  по  $C_y$  в сталому польоті:

$$\sigma_V = \left( \frac{\partial M_z}{\partial C_y} \right)_{n_y=1} \quad (8)$$

Якщо при збільшенні швидкості подовжній момент змінюється на кабрірування, то в результаті сумарної дії сил, спрямованих уздовж осі  $x$  сприяє зменшенню швидкості, що говорить про статичну стійкість вертольота за швидкістю.

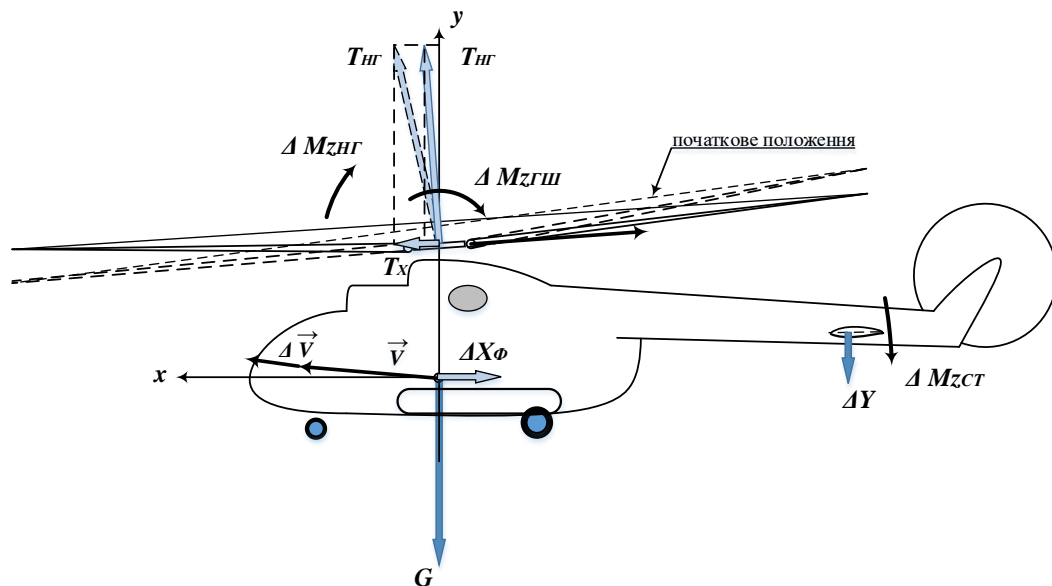


Рисунок 5. Вплив випадкового збільшення швидкості зміну подовжніх моментів НГ, фюзеляжу і стабілізатора

**Несучий гвинт** сприяє стійкості вертольота по швидкості во всьому діапазоні швидкостей польоту. При випадковому збільшенні швидкості завал конуса обертання і відхилення сили  $T_{HG}$  назад збільшуються. Тому збільшується кабріруючий момент  $\Delta M_{zГШ}$ , спрямований на збільшення кута атаки, а пропульсивна сила  $T_X$  зменшується, що сприяє зменшенню швидкості.

**Фюзеляж** сприяє статичній стійкості вертольоту завдяки збільшенню лобового опору при збільшенні швидкості польоту і зменшенню його при зменшенні швидкості.

**Стабілізатор** на великих швидкостях польоту збільшує стійкість вертольоту за рахунок збільшення кабріруючого моменту:  $\Delta M_{zCT} = \Delta Y \cdot l_{CT}$ . Але на малих швидкостях кабріруючий момент суттєво зменшується, що є причиною статичної нестійкості вертольоту в даному діапазоні швидкостей.



#### 4. Бічна статична стійкість вертольоту

Характерною особливістю вертольоту одnogвинтової схеми є взаємозалежність його поперечного і шляхового рухів. Так, зміна кута ковзання викликає зміну моментів рискання, що, в свою чергу, викликає зміну моментів крену, тобто кутів крену. Тому ці два рухи об'єднують в одно – бічний рух, а характеристики стійкості цього руху називають бічною стійкістю вертольота.

***Вертоліт має бічну стійкість, якщо він без втручання пілота здатен зберігати або відновлювати початкові кути крену і ковзання, тобто рівновагу бічних сил, моментів крену і рискання.***

Обурююча дія спочатку викликає відхилення якої-небудь однієї характеристики бічного руху – кута ковзання або кута крену. Це відхилення веде до розвитку бічного обуреного руху за усіма параметрами. При цьому, як і в подовжньому русі, на стійкість бічного руху впливають статичні характеристики його бічної стійкості.

##### 4а) Статична стійкість по куту ковзання (шляхова або флюгерна стійкість)

***Під статичною шляховою (флюгерною) стійкістю розуміють початкову тенденцію вертольоту відновлювати початковий кут ковзання в момент його випадкової зміни.***

При випадкової появи ковзання виникає додатковий момент рискання, який розвертає вертоліт на усунення цього ковзання (рис.6). Про статичну стійкість вертольоту по куту ковзання можна судити по відношенню зміни моменту рискання к зміні кута ковзання:

$$M_y^\beta = \frac{\partial M_y}{\partial \beta} \approx \frac{\Delta M_y}{\Delta \beta} \quad (9)$$

Якщо  $M_y^\beta < 0$ , то вертоліт статично стійкий, при  $M_y^\beta = 0$  - вертоліт нейтральний, а якщо  $M_y^\beta > 0$  - вертоліт статично нестійкий.

Зміна результуючого моменту залежить від того, як змінюються шляхові моменти фюзеляжу, кілю і рульового гвинта.

**На висінні** при відсутності вітру вертоліт по куту рискання (поняття «кут ковзання» в даному випадку відсутні) статично нейтральний – при випадкової зміни кута рискання вертоліт залишається в новому положенні.

При вітри ліворуч тяга РГ зменшується, під дією реактивного моменту НГ вертоліт розвертається на вітер, тобто є статично стійким.

При пориві вітру справа з малою швидкістю тяга РГ трохи збільшується, разом з бічною силою кіля це забезпечує деяку міру статичної стійкості. Проте, при сильному вітри справа із-за наявності розвитку зриву потоку на його лопатях, тяга РГ зменшується і вертоліт стає статично нестійким в шляховому відношенні і розгортається хвостом на вітер.

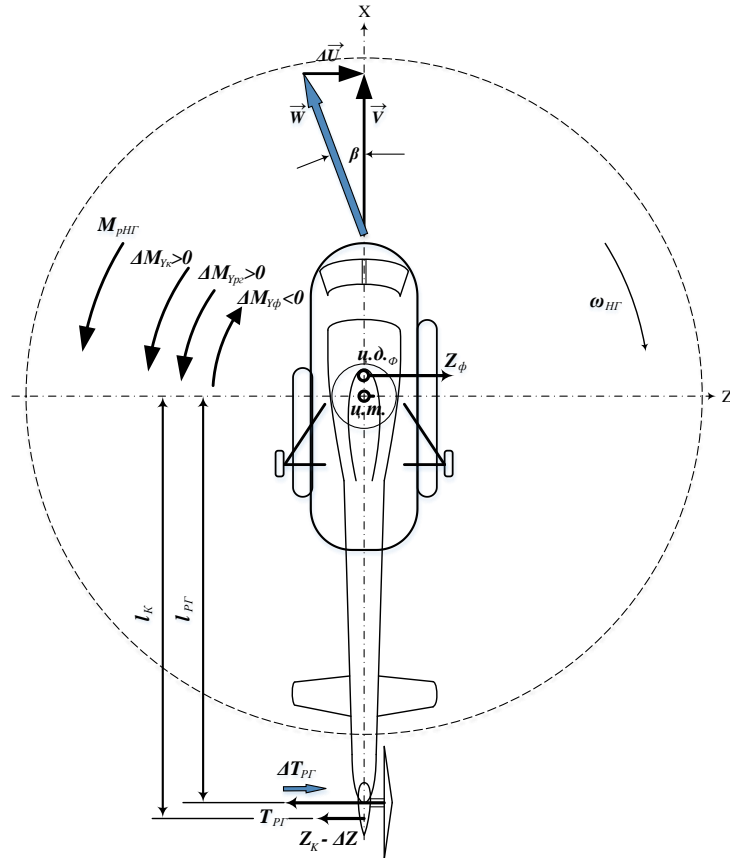


Рисунок 6. Схема зміни шляхового моменту при прояві лівого ковзання

**При польоті вперед** вертольоти мають шляхову стійкість чому сприяють киль і рульової гвинт, які мають  $M_y^\beta < 0$ . Ступінь шляхової стійкості залежить від швидкості польоту і куту атаки. Зі збільшенням швидкості і негативного куту атаки статична стійкість збільшується. При позитивному куту атаки фюзеляж затінює киль, статична стійкість зменшується.

#### 4б) Статична стійкість по куту крену (поперечна стійкість)

**Під статичною поперечною стійкістю розуміють прагнення вертольоту відновлювати початковий кут крену після його випадкової зміни.**

Зміна крену веде до зміни рівноваги бічних сил і появи ковзання, яке, в свою чергу, веде до зміни як шляхових, так і поперечних моментів. Завдяки НГ вертоліт має поперечну статичну стійкість.

При випадковому пориві вітру зліва конус НГ відхиляється праворуч, вертоліт починає ковзання праворуч, потік повітря, що набігає на НГ справа, відхиляє конус обертання вліво, крен і ковзання зменшуються. Таким чином, в поперечному відношенні вертоліт має поперечну статичну стійкість.

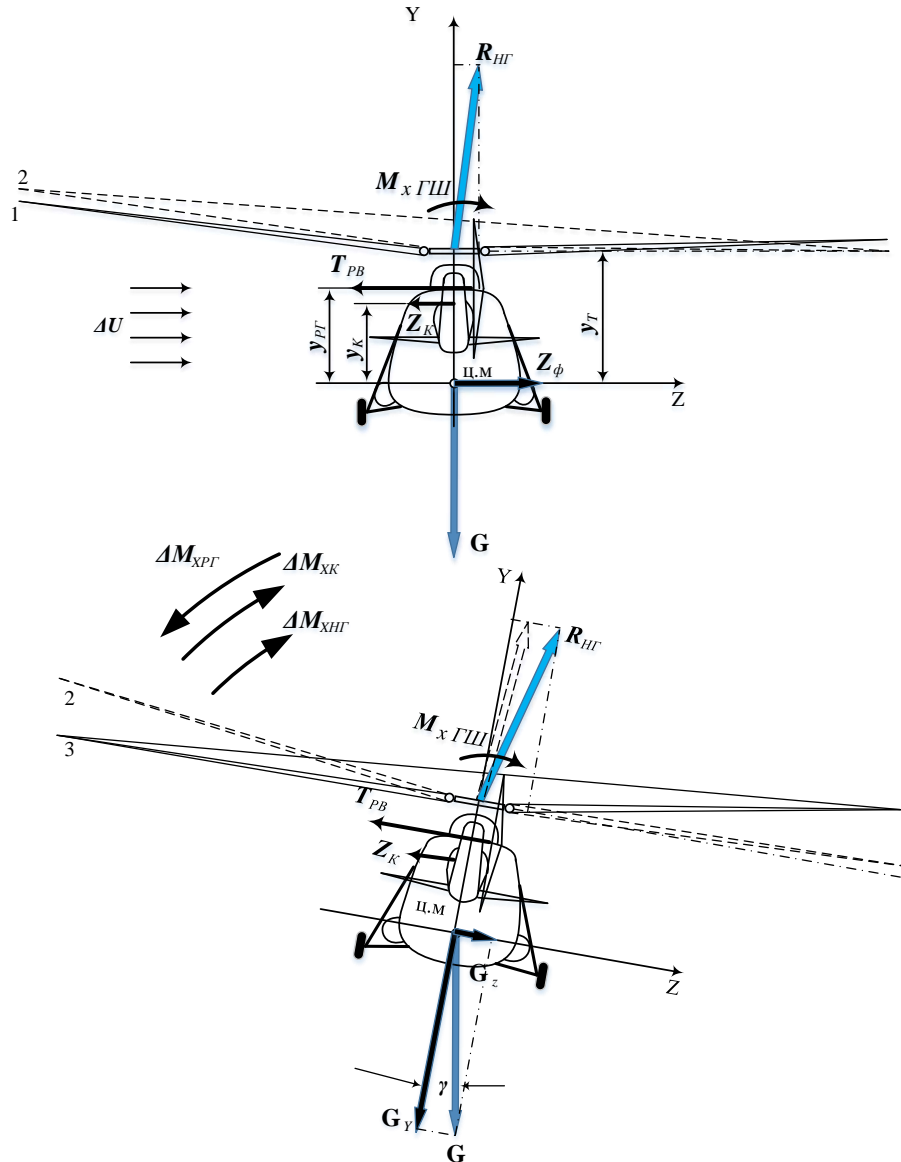


Рисунок 7. Схема зміни поперечного моменту (моменту крену) при прояві лівого ковзання

### 5. Керованість: основні поняття

Керованістю вертольоту зоветься його здатність реагувати на управляючі дії льотчика. Між керованістю та стійкістю є певний зв'язок.

Продовжна і поперечна керованість вертольоту здійснюється за допомогою важеля управління. При цьому змінюється циклічний крок лопатей і відбувається відповідний нахил результуючої сили НГ, що призводить до виникнення сили, що управляє, і моменту відносно центру мас.

Управління загальним кроком здійснюється одночасною зміною загального кроку лопатей за допомогою важеля "крок-газ" і слугує для зміни величини сили тяги НГ.

Шляхове управління здійснюється зміною загального кроку за допомогою педалей і служить для повороту вертольота відносно вертикальної осі за рахунок за допомогою тяги рульового гвинта.

Вертоліт має наступні характерні особливості:

- несуча система вертольоту рухлива відносно фюзеляжу і виконує одночасно функції керма;
- керування руху центру мас і обертанням відносно центру мас здійснюється за допомогою автомата перекосу, при відхиленні якого виникають управляючі сили і управляючі моменти відносно центру мас;
- управління вертольотом по висоті здійснюється безпосередньо зміною величини підйомної сили при зміні загального кроку;
- НГ являє собою складну аеродинамічну систему і завдяки динамічним властивостям вносить помітне запізнювання в управління.
- продовжне і поперечне керування вертольоту мають взаємний вплив.

### 6. Показники і особливості керованості вертольоту

Керованість вертольоту характеризується ефективністю, чутливістю, потужністю, запізнюванням і зусиллями.

#### 6.1 Ефективність керування

Ефективність керування  $M_{\text{упр}}^{\Delta}$  визначається величиною управляючого моменту, що діє на вертоліт при відхиленні важеля управління на одиничну величину:

$$M_{\text{упр}}^{\Delta} = \frac{\partial M_{\text{упр}}}{\partial \Delta} \quad (1)$$

де  $\Delta$  – відхилення важеля (педалей) управління в продовжному, поперечному або шляховому напрямі. Відповідно розрізняється ефективність продовжного, поперечного і шляхового управління.

Розглянемо ефективність управління від важеля циклічного кроку. При відхиленні важеля від положення балансування на величину  $\Delta$ , і відповідно, відхилення кільця АП і сили  $T_{\text{НГ}}$ :

$$M_{\text{упр}} = T_{\text{НГ}} y_T \sin \delta_z \quad (2)$$

Цей момент прагне нахилити вертоліт, а за рахунок рознесення ГШ виникає додатковий момент:

$$M_{\text{ГШ}} \approx 2F_{\text{ЦБ}} l_{\text{ГШ}} \sin \delta_z \quad (3),$$

який діє в том же напрямі. В результаті на вертоліт діє сумарний керуючий момент:

$$M_{\text{упр}} \approx (T_{\text{НГ}} y_T + 2F_{\text{ЦБ}} l_{\text{ГШ}}) \delta_z \quad (4)$$

Хід ручки управління пов'язаний з нахилом кільця АП залежністю:  $\delta_z = k_{\text{АП}} \Delta_z$ . Тому, ефективність продовжного управління буде:

$$M_z^{\Delta_z} = \frac{\partial}{\partial \Delta_z} [(T_{\text{НГ}} y_T + 2F_{\text{ЦБ}} l_{\text{ГШ}}) k_{\text{АП}} \Delta_z] = k_{\text{АП}} \cdot (T_{\text{НГ}} y_T + 2F_{\text{ЦБ}} l_{\text{ГШ}}) \quad (5)$$

Таким чином, ефективність продовжного і поперечного управління залежить від величини тяги НГ, вертикального центрування, рознесення ГШ і моменту інерції лопатей відносно ГШ.

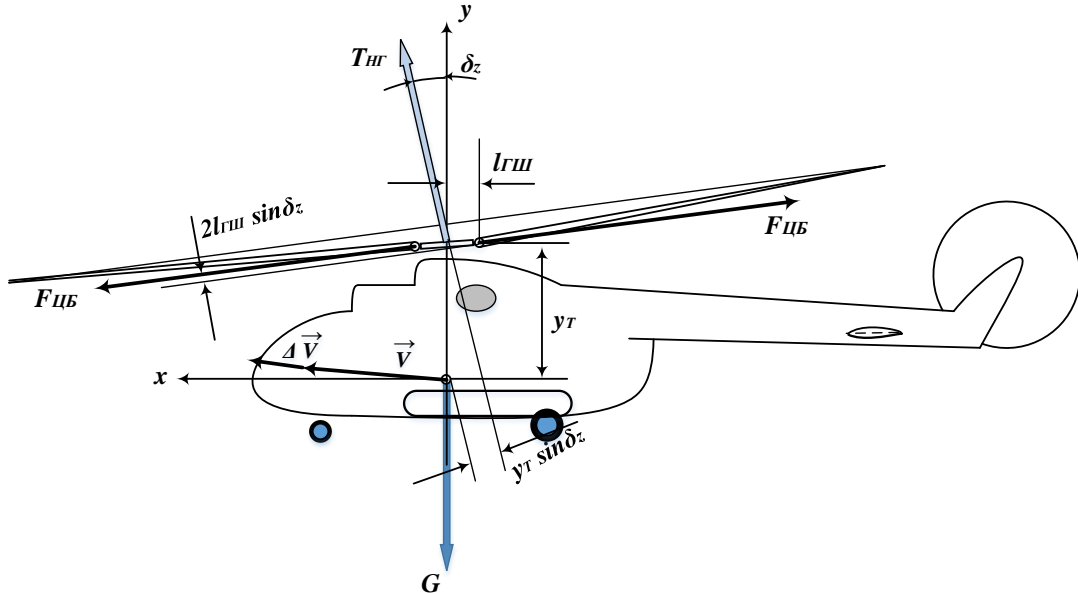


Рисунок 8. До визначення ефективності керування

## 6.2 Чутливість керування

Ця характеристика визначається величиною сталої кутової швидкості, яку досягають при відхиленні важеля управління (або АП, або кроку РГ, НГ) на  $1^\circ$ . На обертання вертольоту впливає його момент інерції відносно певної осі. При дії управляючого моменту вертоліт починає обертання з кутовим прискоренням:

$$\ddot{\theta} = \dot{\omega}_z = \frac{\Delta M_z^{\Delta}}{J_z} - \text{по тангажу};$$

$$\ddot{\gamma} = \dot{\omega}_x = \frac{\Delta M_x^{\Delta}}{J_x} - \text{по крену}$$

При цьому виникає демпфуючий момент НГ, який зростає по мірі росту швидкості обертання і який урівноважує управляючий момент.

Чутливість керування також може бути визначений відношенням ефективності управління к демпфуванню вертольоту:

$$K_d = \frac{M_{упр}^{\Delta}}{M^{\omega}} \quad (6)$$

Тобто, чутливість управління пропорційна ефективності управління и обернено пропорційна до демпфування.

### *6.3 Потужність управління*

Під потужністю управління розуміють максимальний управляючий момент, виникаючий при відхиленні важеля управління від нейтрального положення до упору. Для забезпечення безпеки польоту потужність управління повинна бути достатньою для парирования обурень, що діють на вертоліт і для маневрування на граничних режимах. Чим більше потужність управління, тим краще керованість вертольоту і ширше діапазон допустимих центрувань. Це дозволяє виходити з небезпечних та критичних режимів польоту.

### *6.4 Запізнювання в управлінні*

Під запізнюванням управління розуміється час від початку дії важелями управління до зміни режиму польоту або положення вертольота в просторі.

Запізнювання тим менше, чим менше момент інерції вертольоту відносно осі, що розглядається, більше частота обертання і більше демпфування.

В середньому запізнювання дорівнює часу одного обороту НГ, приблизно 0,2-0,3 сек і в продовжному відношенні більше, чим в поперечному.

Запізнювання в шляховому відношенні значно менше, чим в продовжному і поперечному відношенні і практично не відчувається пілотом.

### *6.5 Запаси управління*

Запаси управління необхідні для створення достатніх керуючих моментів на критичних режимах польоту. Запасом управління називається запас ходу важеля управління від балансувального положення до упору. Мінімально-допустимі відносні запаси управління повинні бути не менш 20%.