

**МІНІСТЕРСТВО ВНУТРІШНІХ СПРАВ УКРАЇНИ**  
**ХАРКІВСЬКИЙ НАЦІОНАЛЬНИЙ УНІВЕРСИТЕТ ВНУТРІШНІХ СПРАВ**  
**КРЕМЕНЧУЦЬКИЙ ЛЬОТНИЙ КОЛЕДЖ**

**Циклова комісія аеронавігації**

**ТЕКСТ ЛЕКЦІЇ**

з навчальної дисципліни

**«Загальні знання дистанційно пілотованих повітряних суден:**

**Аеродинаміка та динаміка польотів безпілотних літальних**

**апаратів» обов'язкових компонент**

освітньо-професійної програми першого (бакалаврського) рівня вищої освіти

**Авіаційний транспорт (Оператор безпілотних літальних апаратів)**

272: Авіаційний транспорт

за ТЕМОЮ 6 - Рівновага, стійкість і керованість ЛА

**ЗАТВЕРДЖЕНО**

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

**СХВАЛЕНО**

Методичною радою Кременчуцького  
льотного коледжу Харківського  
національного університету  
внутрішніх справ  
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:** професор навчального відділу КЛК ХНУВС, викладач циклової комісії аеронавігації, к. т. н., с. н. с., спеціаліст вищої категорії, викладач – методист, Тягній В. Г.

**Рецензенти:**

1 Головний науковий співробітник ТОВ «Науково-виробниче об'єднання» «АВІА», к.т.н., с.н.с., Зінченко В. П.

2 Професор навчального відділу КЛК ХНУВС, викладач-методист циклової комісії авіаційного і радіоелектронного обладнання, к. т. н., професор, спеціаліст вищої категорії, Гаврилюк Ю. М.

## **ЛЕКЦІЯ 6.1: Поняття про повздовжню і бічну стійкість та керованість вертольоту**

### **План лекції:**

- 1 Схематизація руху вертольоту, рівняння руху вертольоту в польоті.
- 2 Поняття стійкості і керованості вертольоту.
- 3 Повздовжня стійкість і керованість вертольоту.
- 4 Бічна стійкість і керованість вертольоту.

### **Рекомендована література:**

#### **Основна:**

- 1 Котельніков Г. Н., Мамлюк О. В., Аеродинаміка літальних апаратів. Підручник. -К.: Вища школа, 2002. – 255 с.
- 2 Навчальний посібник «Аеродинаміка та динаміка польоту вертольота». Частина I, «Аеродинаміка вертольота» / А. Г. Зінченко, О. О. Бурсала, О. Л. Бурсала та ін.; за заг. ред. А. Г. Зінченка. – Х.: ХНУПС, 2016.–402 с.: іл.
- 3 Навчальний посібник «Аеродинаміка та динаміка польоту вертольота». Часть II, «Динаміка польоту вертольота». / А. Г. Зінченко, І. Б. Ковтонюк, В. М. Костенко та ін.; за загальною редакцією В. М. Костенка та І. Б. Ковтонюка. – Х.: ХУПС, 2010. – 272 с.: іл.
- 4 Опорний конспект з навчальної дисципліни «Аеродинаміка, динаміка польоту та практична аеродинаміка». Частина I «Аеродинаміка вертольоту». Автор: Пчельников С. І.
- 5 Опорний конспект з навчальної дисципліни «Аеродинаміка, динаміка польоту та практична аеродинаміка». Частина II «Динаміка польоту». Автор: Пчельников С.І.
- 6 Аеродинаміка літальних апаратів: навчальний посібник /О.О. Бурсала. А. Г. Зінченко, Є. Ю. Іленко, І. Б. Ковтонюк, А. Л. Сушко – Х.: ХУПС, 2015. -333 с.: іл.
- 7 Лебідь В. Г., Миргород Ю. І., Аерогідрогазодинаміка. Підручник Х.: ХУПС, 2006. – 350 с.
- 8 Тягній В. Г., Ємець В. В., Основи аеродинаміки та динаміки польоту, частина I, Аерогідрогазодинаміка. Навчальний посібник, КЛК ХНУВС, 2022. – 384 с.

#### **Допоміжна:**

1. Ковалев Е. Д., Удовенко В. А., Основи аеродинаміки і динаміка польоту легких вертольотів. Навчальний посібник. - Х.: КБ Аерокоптер, 2008. – 280 с.

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

<http://csm.kiev.ua/nd/nd.php?b=1>

### Технічні засоби

- 1 Багатофункціональний плазмовий телевізор.
- 2 Персональний комп'ютер.
- 3 Мультимедійний проектор.

### Наочні посібники

- 1 Опорний конспект лекцій по дисципліні «Основи аеродинаміки та динаміки польотів».
- 2 Електронний конспект лекцій по дисципліні.
- 3 Презентація окремих тем дисципліни.
- 4 Схеми та таблиці по темам дисципліни.
- 5 Зразки інформаційної та службової документації.
- 6 Навчальні фільми за тематикою дисципліни «Основи аеродинаміки та динаміки польотів».
- 7 Стенди і плакати за тематикою дисципліни «Основи аеродинаміки та динаміки польотів»
- 8 Начальний посібник по дисципліні “Аерогідрогазодинаміка”

## Текст лекції

### ЛЕКЦІЯ 6.1: ПОНЯТТЯ ПРО ПОЗДОВЖНЮ І БІЧНУ СТІЙКОСТІ ТА КЕРОВАНІСТЬ ВЕРТОЛЬОТУ

#### План лекції:

**6.1.1** Схематизація руху вертольота, рівняння руху вертольоту в польоті

**6.1.2** Поняття стійкості і керованості вертольота

**6.1.3** Поздовжня стійкість і керованість вертольота

**6.1.4** Бічна стійкість і керованість вертольота

#### 6.1.1 Схематизація руху вертольота, рівняння руху вертольота в польоті

Напрямок руху вертольота в будь-який момент часу визначається напрямом вектора швидкості польоту (рис. 6.1) і описується рівняннями:

$$m \frac{dV}{dt} = F = R_{\theta} + G, \text{ звідки}$$

$$\frac{dV}{dt} = \frac{R_{\theta} + G}{m}$$

де

$R_{\theta}$  - результуюча аеродинамічних сил, Н;

$G$  - вага вертольота, Н;

$m$  - маса вертольота, кг;

$\frac{dV}{dt}$  - прискорення центру мас вертольота, м/с<sup>2</sup>.

Аеродинамічні сили залежать від орієнтації вертольота щодо вектора швидкості.

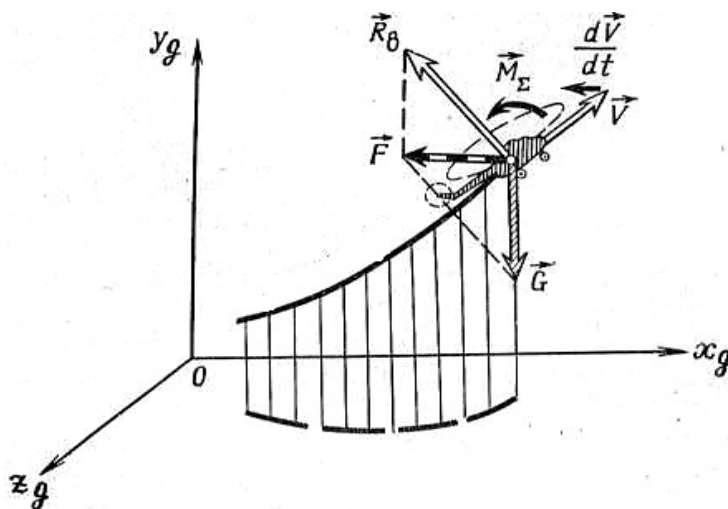


Рис 6.1 Схема сил, що діють на вертоліт

Обертальний рух вертольота навколо центра мас описується рівнянням:

$$M_{\Sigma} = I_{\omega} \cdot \dot{\omega}$$

де

$M_{\Sigma}$  - сумарний незрівноважений момент відносно центру мас від всіх аеродинамічних сил, що діють на вертоліт  $M_{\Sigma} = \sum M_{F,i}$ ;

$I_{\omega}$  - момент інерції вертольота щодо осі повороту;

$\dot{\omega} = \left( \omega = \frac{d\omega}{dt} \right)$  - кутове прискорення вертольота при обертанні навколо центру мас

Рівняння описує рух центру мас вертольота під впливом зовнішніх сил, записується в проекціях на осі швидкісний або траєкторної системи координат.

Рівняння описує рух вертольота навколо центра мас під впливом моментів цих сил, записується в проекціях на вісі зв'язаної системи координат.

На рис 6. 2 представлені сили, що діють на вертоліт одnogвинтової схеми з крилом і кілем, а також їх проекції на швидкісні вісі системи координат при відсутності крену і ковзання вертольота.

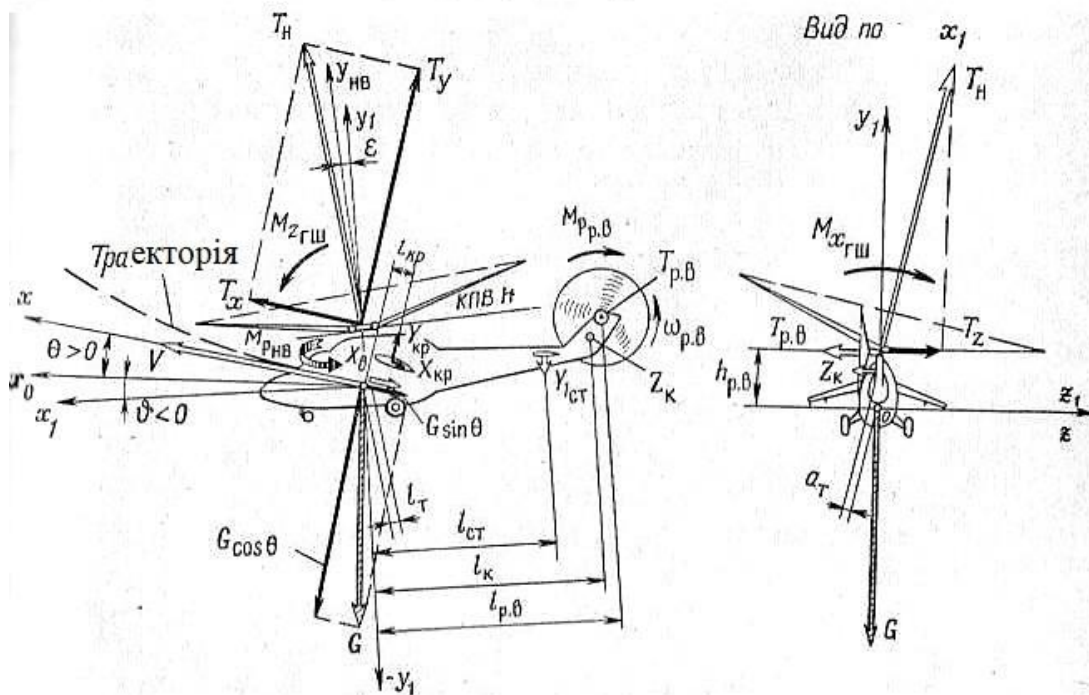


Рис 6.2 Схема сил і моментів, що діють на вертоліт в польоті

У відповідності зі схемою сил, показаної на рис 6.2, рівняння руху вертольота в проекціях на зазначені осі координат мають такий вигляд:

$$\Sigma F_x = T_x - X_a - X_{kp} - G \cdot \sin \theta = m \cdot \frac{dV}{dt}$$

$$\Sigma F_y = T_y + Y_{kp} - G \cdot \cos \theta = m \cdot V \cdot \frac{d\theta}{dt}$$

$$\Sigma F_z = T_z - T_{pg} - Z_k = m \cdot j_z = 0$$

$$\Sigma M_x = T_{pg} \cdot \alpha_T + M_{xIII} - T_{pg} \cdot h_{pg} = J_x \cdot \frac{d\omega_x}{dt} = 0$$

$$\Sigma M_y = M_{pIV} - T_{pg} \cdot l_{pg} - Z_k \cdot l_k = J_y \cdot \frac{d\omega_y}{dt} = 0$$

$$\Sigma M_z = -T_{pg} \cdot l_T - M_{zIII} + Y_{cm} \cdot l_{cm} + M_{p,VB} - Y_{kp} \cdot l_{kp} = J_z \cdot \frac{d\omega_z}{dt}$$

**Перші три рівняння** описують рух центру мас вертольота, інші три рівняння - рух вертольота навколо центра мас.

Інерційні та масові сили прикладені в центрі мас вертольота, аеродинамічні сили прикладені в центрі тиску або аеродинамічному фокусі.

Напрямок складових сили тяжіння визначається з урахуванням знака кута нахилу траєкторії.

Підйомні сили  $НГ$  -  $T_y$  і крила -  $Y_{kp}$  у вертольотів завжди спрямовані по позитивному напрямку осі **oy**.

Під дією сил, показаних на *рис 10.2*, вертольот буде виконувати розгін з набором висоти по криволінійній траєкторії, показаної штриховий лінією. При цьому, якщо пілот утримує вертоліт від крену і ковзання, не втручається в позовжне управління, темп зміни швидкості польоту і кута нахилу траєкторії буде безупинно змінюватися у зв'язку зі зміною величин і співвідношень сил, що діють уздовж координатних вісей, як в зв'язку зі зміною кута  $\theta$ , так і внаслідок зміни кута тангажу.

Траєкторію і залежність характеристик руху вертольота від часу можна отримати, вирішивши систему з 6-ти рівнянь. Сукупність характеристик (*параметрів*) польоту, таких, як швидкість, висота польоту, крен і тангаж вертольота, темп їх зміни визначає режим польоту вертольота.

Розрізняють несталі і сталі режими польоту.

**Несталим** називається політ зі змінною за величиною або напрямком швидкістю (*розгін або гальмування в горизонтальному польоті, криволінійні маневри, зліт, посадка вертольота і т. д.*). Не сталі режими польоту зазвичай є перехідними від одного сталого режиму до іншого.

**Сталим** називається політ вертольота з постійною за величиною і напрямком швидкістю, при відсутності прискорення. Це означає, що всі діючі, на вертоліт сили і їх моменти взаємно урівноважені. При цьому рівняння руху приймають вигляд:

$$\mathbf{R}_e + \mathbf{G} = \mathbf{0} \text{ і } \mathbf{M}_\Sigma = \mathbf{0}, \text{ або}$$

$$\Sigma F_i = 0 \text{ і } \Sigma M_{Fi} = 0,$$

де

$F_i$  - вектор будь-якої аеродинамічної сили, сили тяжіння;

$M_{Fi}$  - вектор моменту  $i$ -ї сили відносно центру мас.

При рівновазі вертольота праві частини всіх рівнянь руху стають рівними нулю і кожне з цих рівнянь виражає умову сталості відповідного параметра польоту:

$$\Sigma F_x = T_x - X_a - X_{sp} - G \cdot \sin \theta = 0; \rightarrow V = const;$$

$$\Sigma F_y = T_y + Y_{sp} - G \cdot \cos \theta = 0; \rightarrow \theta = const;$$

$$\Sigma F_z = T_z - T_{pg} - Z_k = 0; \rightarrow \psi = const \approx 0$$

$$\Sigma M_x = T_{pg} \cdot \alpha_T + M_{x111} - T_{pg} \cdot h_{pg} - M_{x11} = 0; \rightarrow \gamma = const \approx 0$$

$$\Sigma M_y = M_{y111} - T_{pg} \cdot l_{pg} - Z_k \cdot l_k = 0; \rightarrow \psi = const \approx 0;$$

$$\Sigma M_z = -T_{pg} \cdot l_T - M_{z111} + Y_{cm} \cdot l_{cm} + M_{p,FB} - Y_{kp} \cdot l_{kp} = 0; \rightarrow \vartheta = const; = 0$$

Виконання умов першого рівняння забезпечує сталість швидкості по величині, виконання другого рівняння - сталість кута нахилу траєкторії, виконання третього рівняння - сталість курсового кута. Для виконання цих умов необхідно сталість кутів крену, рискання і тангажу вертольоту, що забезпечується відсутністю невірноважених моментів щодо будь-якої з координатних вісей. При цьому в силу природного завалу вісь конуса  $НГ$  зазвичай відхилена назад і момент  $M_{z,gui} > 0$ .

Для переходу до сталого режиму польоту вертоліт повинен бути попередньо збалансованим.

**Балансуванням вертольота** називається процес керування, в ході якого пілот врівноважує вертоліт по силам і моментам. Рівновага поздовжніх (по вісі  $ox$ ) і поперечних (уздовж вісі  $oy$ ) сил, а також поздовжніх (щодо поперечної вісі  $oz$ ) моментів забезпечується установкою кута загального кроку  $НГ$  ( $\phi_{om}$ ) і поздовжнім відхиленням ручки керування відповідно до режиму польоту. Рівновага бічних сил ( $\Sigma F_z = 0$ ), а також поперечних ( $M_x$ ) і моментів рискання ( $M_y$ ) досягається установкою відповідної величини сили тяги рульового гвинта  $РГ$  за допомогою педалей і поперечного відхилення сили тяги  $НГ$   $T_{пв}$  за допомогою ручки керування вертольотом.

Відповідні рівноваги вертольота положення важелів управління, а також значення кутів, що характеризують просторове положення вертольоту і його орієнтацію щодо вектора швидкості, називаються балансувальними.

## 6.1.2 Поняття стійкості і керованості вертольота

### 6.1.2.1 Основні поняття стійкості і керованості

Режим польоту вертольота, що задається пілотом установкою важелів керування в певний балансувальне положення, може порушуватися зовнішніми впливами



(збуреннями). Сталий політ вертольота без впливу збурень називається незбуреним рухом.

Рух вертольота після впливу збурення (без втручання пілота в управління) називається збуреним. Характеристики збуреного руху є характеристиками власного руху вертольота.

Збурений рух може бути коливальним і не коливальним (аперіодическим). Відхилення характеристик руху від заданих з часом можуть зменшуватися, при цьому вихідний режим польоту буде відновлюватися.

Під *стійкістю руху* вертольота розуміється здатність його повертатися без втручання пілота до первинного режиму усталеного польоту після припинення дії збурюючих причин.

Характер збуреного руху вертольота залежить перш за все від напрямку сил і моментів, що з'являються при порушенні рівноваги. Для забезпечення стійкості руху необхідно, щоб при відхиленні від вихідного режиму вертоліт володів властивостями створювати відновлюючі сили і моменти сил, що перешкоджають розвитку збурень і відходу від стану рівноваги, які прагнуть відновити попереднє положення (рис. 6.3, 6.4).

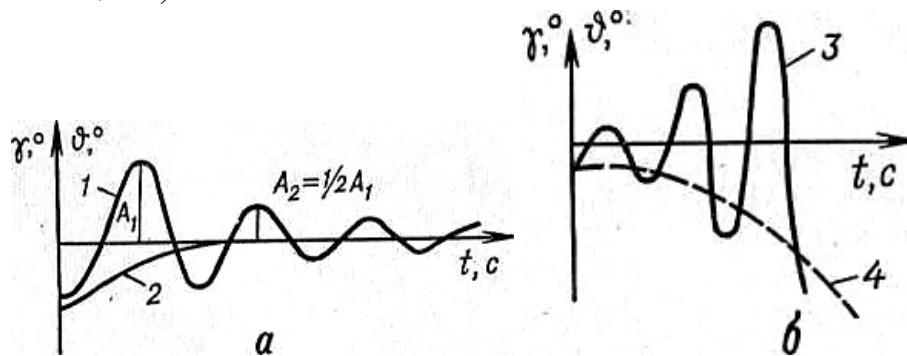


Рис 6.3 Види обуреного руху:

*а* - стійке: 1 - загасаюче коливальний; 2 - аперіодическое;

*б* - нестійке; 3 - коливальний; 4 - аперіодическое

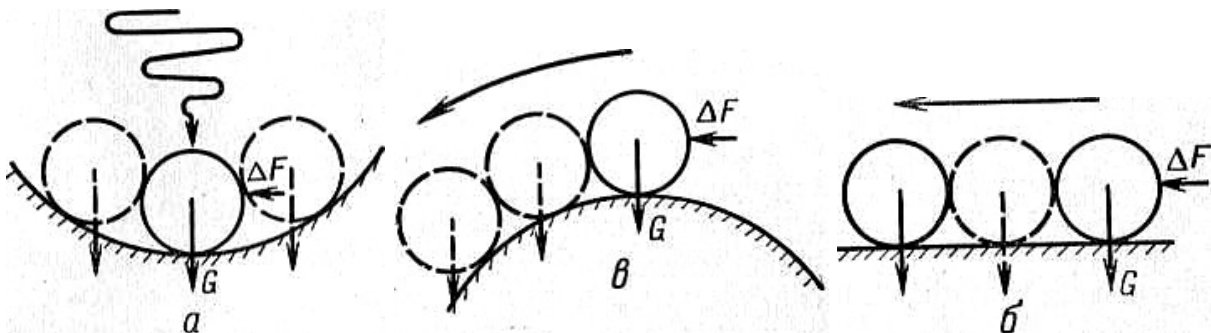


Рис 6.4 Схема видів рівноваги тіла

*а* - стійке; *б* - нейтральне; *в* - нестійке

Статичні характеристики стійкості відповідають на питання, в яких умовах рівноваги сил і моментів - стійкого, нейтрального або нестійкого - виконується політ (рис. 6.5).

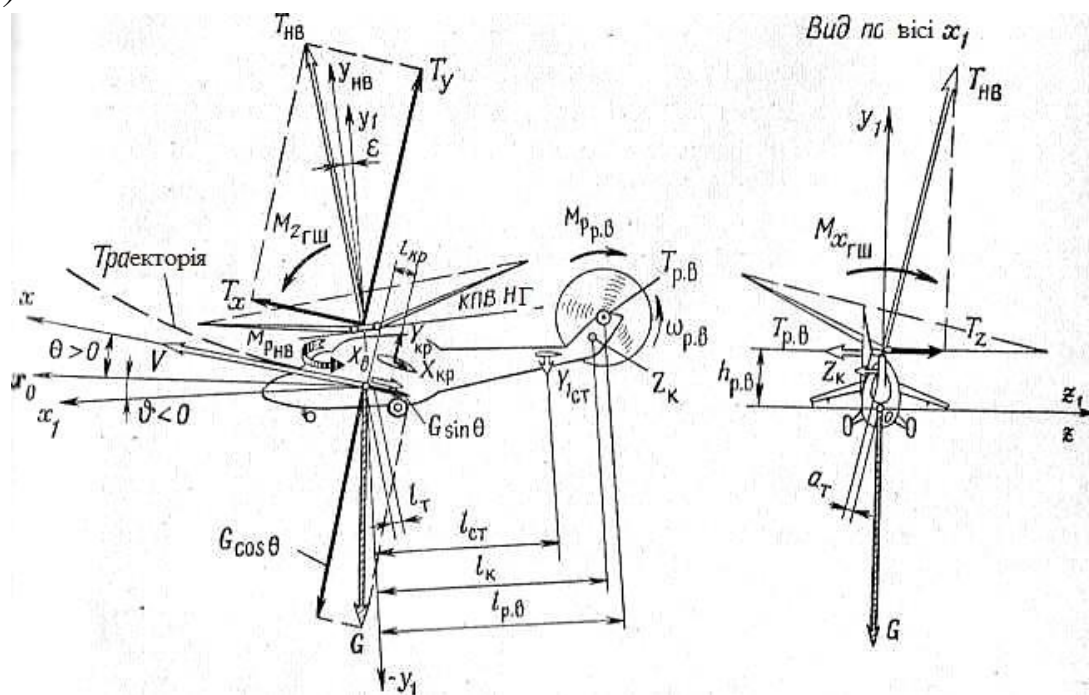


Рис 6.5 Виникнення демпфуючих моментів стабілізатора і НГ вертольота:

*а - НГ без розносу ГШ; б - при наявності розносу ГШ*

Наявність статичної стійкості є необхідною, але недостатньою умовою для повернення вертольота до попереднього режиму, **т. Е.** Для забезпечення стійкості руху («динамічної стійкості»).

Подальший розвиток збуреного руху після початкового відхилення залежить не тільки від статичних характеристик стійкості, а й від наявності демпфірування.

**Демпфірування** полягає в появі аеродинамічних, «демфуючих» сил і їх моментів  $M_d$ , що сприймають енергію збуреного руху і розсіюють її в навколишнє середовище, гасячи тим самим це рух.

$$M_d^{cm} = \square Y_{cm} \cdot l_{cm} = C_y^a \cdot \omega_z \cdot l_{cm}^2 \cdot S_{cm} \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2},$$

$$\square \alpha \approx \frac{\omega_z \cdot l_{cm}}{V}$$

так як

Демпфірувальними властивостями володіє і несучий гвинт. При зміні кута тангажу (або крену) вертольота вісь конуса і сила  $T_{Hv}$  внаслідок інерції лопатей і шарнірної їх підвіски дещо відстають від осі вала НГ (на кут  $\delta = k \cdot \omega_z$ ), Як показано на рис 6.5. Відставання тим більше, чим більше кутова швидкість тангажа або крену, чим важче лопаті і чим менше частота обертання НГ. При цьому створюється

спрямований проти обертання демпфуючий момент сили  $T_{HB}$   $M_{\mathcal{A}}^T = T_{HB} \cdot l_{\mathcal{A}} = T_{HB} \cdot y_T \cdot \delta$ .  
 величина  $M_{\mathcal{A}}^T$  збільшується при збільшенні розносу ГШ. З урахуванням розносу ГШ значення демпфуючого моменту  $НГ$  рівняється:

$$M_{\mathcal{A}}^T = (T_{HB} \cdot y_T + F_{\text{шб}} \cdot l_{\text{шб}}) \cdot k \cdot \omega_z$$

Тільки при наявності статичної стійкості і достатнього демпфірування вертоліт має стійкість руху (*динамічної стійкості*).

Розгляд поздовжнього обуреного руху дозволяє отримати характеристики поздовжньої стійкості вертольота.

В інших випадках можна виділити бічний рух, т. Е. Переміщення вздовж вісі  $Oz$  і обертання по крену і рискання (*щодо осей  $\theta_x$  і  $O_y$* ). Розглядаючи розвиток бічного обуреного руху, можна визначити характеристики бічної стійкості.

Поділ руху вертольота на поздовжнє і бічне найбільш правомірно для симетричних в аеродинамічному відношенні схем вертольотів - соосной і в меншій мірі - поздовжньої і поперечної. У вертольотів одновинтової схеми такий поділ руху в більшості випадків є досить умовним, так як насправді ці види руху тісно пов'язані. Так, поздовжні коливання викликають зміну величини і напрямки результуючих аеродинамічних сил несучих і кермового гвинтів, що призводить до зміни моментів крену і нищпорення і виникнення сумнівів щодо поздовжньої і нормальної осей (*рис 6.6, а*).

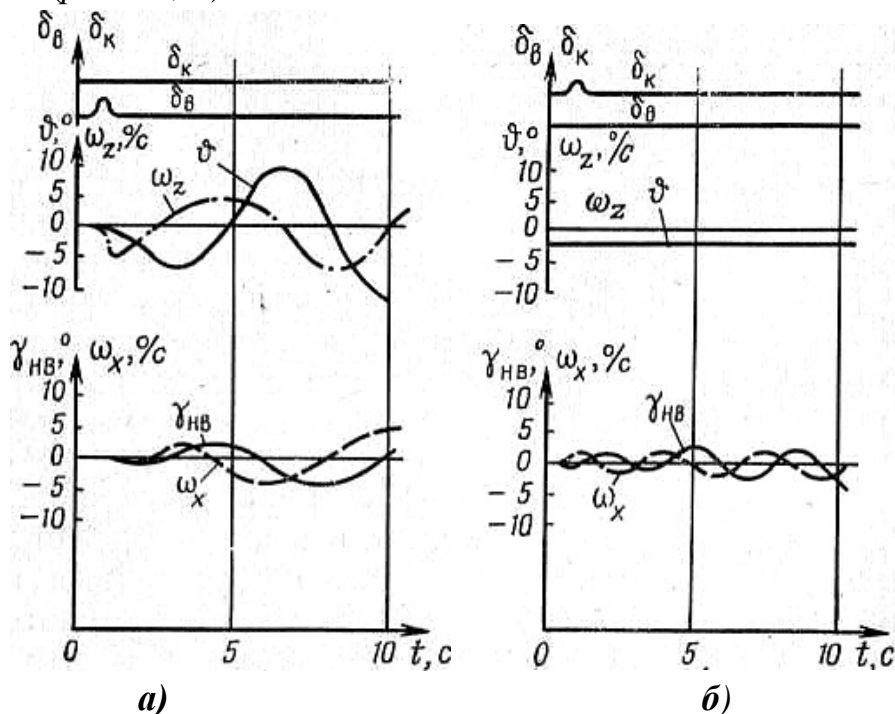


Рис 6.6 Характеристики збуреного (власного) коливального руху вертольотів на висінні (*а*) і в горизонтальному польоті (*б*)

Якщо вертоліт має стійкість - руху, але повернення до вихідного режиму

польоту займає тривалий час, пілот може, не чекаючи закінчення цього процесу, відхиленням важелів керування швидше відновити вихідний режим польоту. Втручання пілота в керування вертольотом тим більше необхідно, якщо вертоліт нестійкий, так як в процесі збуреного руху він не здатний повернутися самостійно до попереднього режиму. Нестійкий вертоліт, реагуючи на зовнішні впливи, легко виходить зі стану рівноваги. На такому вертольоті сам пілот може ненавмисно порушити рівновагу найменшими неточними рухами важелів керування. Виконання польоту на нестійкому вертольоті вимагає особливої техніки пілотування та постійної уваги пілота.

Таким чином, при будь-яких характеристиках стійкості вертольота виконання польоту можливо тільки при наявності відповідної керованості. Напрямок та темп дачі, величина ходу і зусилля на важелях керування залежать не тільки від характеристик стійкості, але і від того, як вертоліт реагує на переміщення важелів керування, *т. Е.* Від характеристик його керованості.

**Керованістю вертольота** називається його здатність реагувати на керуючі дії пілота (*переміщення важелів управління*).

Керованість вертольота визначається, з одного боку, його динамічними властивостями у вільному русі, з іншого боку - можливостями створення керуючих сил і моментів.

Кількісними характеристиками керованості вертольотів є: *потужність, ефективність, чутливість управління і запізнювання в управлінні.*

**Потужність керування** визначається величиною максимального керуючого моменту  $M_{упр.макс}$ , що виникає при відхиленні важеля керування від нейтрального положення до упору. Цей момент повинен забезпечити на всіх режимах польоту можливість парирування збурень, що діють на вертоліт. Але в польоті максимальний наявний керуючий момент буде різним на різних режимах в залежності від балансування положення відповідного важеля керування. Тому потужність керування виконується такий, щоб на граничних режимах польоту при гранично допустимих центруваннях її залишок (*при мінімальних запасах ходу важелів керування - 20%*) все ж забезпечував необхідну керованість при парирування збурень.

**Ефективність управління**  $M_{упр}^{\delta}$  визначається величиною приросту керуючого моменту, що діє на вертоліт при відхиленні важеля управління на одиницю його ходу (міліметр або градус):

$$M_{упр}^{\delta} = \frac{\partial M_{упр}}{\partial \delta}$$

Розрізняють ефективність поздовжнього, поперечного і шляхового керування. Чим більше величина керуючого моменту при одиничному відхиленні важеля керування, тим вище ефективність даного виду керування. Тому ефективність

поздовжнього і поперечного керування тим вище, чим більше сила тяги  $НГ$ , вертикальна центровка вертольота, а також розніс ГШ. Ефективність шляхового керування тим вище, чим більше тяга  $РГ$  і відстань від його осі до центру мас вертольоту.

Знаючи ефективність керування, можна на різних режимах польоту визначити величину зміни керуючого моменту при відхиленні важеля керування на величину  $\Delta\delta$ :

$$\Delta M_{упр} = M_{упр}^{\delta} \Delta\delta$$

Однак величина ефективності управління ще не характеризує поведінку вертольота при тому чи іншому відхиленні ручки управління або педалей. Адже керуючому моменту протидіють демпфіруючі, інерційні і стабілізуючі моменти. Реакція вертольота на керуючий вплив характеризується чутливістю управління, яка є основним показником керованості вертольота.

**Чутливість керування** визначається величиною сталою кутової швидкості обертання вертольота при відхиленні важеля керування на одиницю ходу.

Чутливість управління тим вище, чим більше ефективність керування і менше демпфіруючі властивості вертольота. Чутливість - важлива характеристика керування, так як з точки зору фізіологічних особливостей пілота погано, коли вертолiт володіє надмірно високою чутливістю керування і коли вона у нього дуже низька. Низька чутливість керування робить вертолiт малоповоротливим, пілотові доводиться відхиляти на більшу величину один із важелів керування, щоб досягти бажаної кутової швидкості повороту. При високій чутливості керування вертолiт стає «строгим в пілотуванні» - на невеликі, практично непомітні, руху ручки керування він буде реагувати з великою кутовою швидкістю, що може привести до розгойдування вертольота.

Таким чином, чутливість керування залежить від співвідношення між

$$M_{\delta}^{\omega} = \frac{\partial M_{\delta}}{\partial \omega}$$

ефективністю керування та показником демпфірування. Тривалість же процесу встановлення кутової швидкості, що характеризує чутливість керування, залежить від ефективності керування і величини моменту інерції вертольота щодо відповідної вісі. Для пояснення на *рис 6.7* наведені графіки, що показують зміну кутової швидкості крену  $\omega_x$  і тангажу  $\omega_y$  за часом для деяких вертольотів. Як видно з малюнка, величини кутових прискорень і сталих швидкостей обертання цих вертольотів відрізняються мало. Хоча маса і моменти інерції вертольота **Mi-6** в десятки разів більше, ніж у **Mi-1**, але у **Mi-6** відповідно більше і ефективність керування.

Для порівняльної оцінки керованості різних вертольотів застосовуються не абсолютні, а відносні (по відношенню до моментів інерції) характеристики:

– відносна ефективність управління  $M^{\delta} = \frac{M_{\text{упр}}^{\delta}}{J}$  ;

– відносне демпфування  $M^{\omega} = \frac{M_{\text{д}}^{\omega}}{J}$  ;

де

$J$  - момент інерції вертольота щодо відповідної осі.

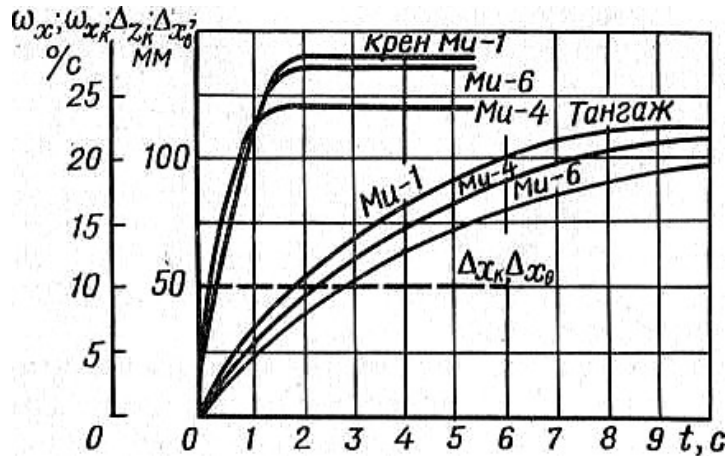


Рис 6.7 Наростання кутової швидкості вертольота

по тангажу ( $\omega_z$ ) і крену ( $\omega_x$ ).

При ступінчастому відхиленні ручки керування на

$$\Delta x_k = \Delta x = 50 \text{ мм}$$

Співвідношення між ефективністю керування і демпфірування, що характеризує чутливість керування, грає велику роль в оцінці комплексу пілотажних характеристик вертольота.

Для прикладу на рис 6.8 показані границі співвідношень між відносними ефективністю керування і демпфіруванням, що вважаються хорошими і прийнятними.

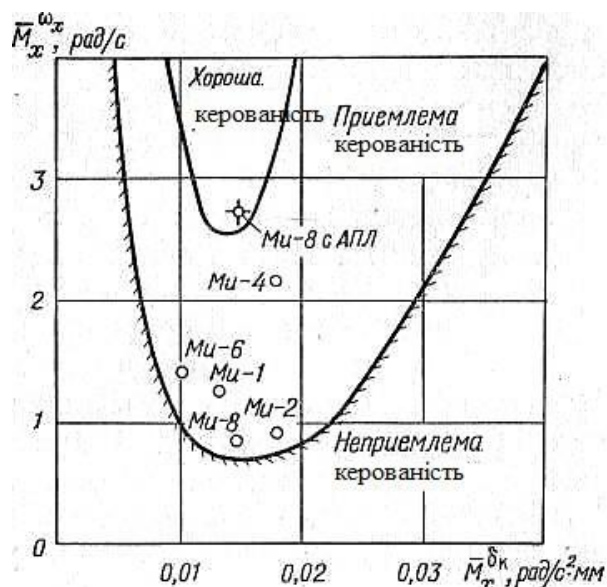


Рис 6.8 Якісна оцінка пілотом співвідношення між відносними ефективністю керування і демпфірування для різних вертольотів

Запізнення в управлінні вимірюється часом  $\tau_{\text{зан}}$  від початку відхилення ручки керування не почне обертатися вертольот. Запізнення спостерігається в поздовжньому і поперечному керуванні вертольотів і визначається в основному тривалістю створення керуючих моментів від НГ.

У процесі пілотування пілот відчуває запізнювання керування в тому, що вертоліт з запізненням «ходить» за рукою керування. Для поліпшення керованості (зменшення часу перехідного процесу) пілот використовує попереджувальні, але досить малі за величиною переміщення ручки керування, відхиляє її в потрібну сторону на більшу величину, ніж потрібно для балансування на новому режимі, щоб отримати необхідну кутову швидкість обертання. Потім, ще до моменту нахилу вертольота на необхідний кут, ручка керування переміщається в нове балансувальне положення. Таке переміщення ручки керування називається *подвійним*.

### 6.1.3 Поздовжня стійкість і керованість вертольота

При зовнішньому впливі в поздовжньому русі вертольота спочатку можуть виникнути (окремо або одночасно) відхилення за кутом атаки або величиною швидкості польоту. У сталого вертольота ці відхилення після припинення збурень з часом зникають, і вертоліт відновлює попередній режим польоту, *т. Е. швидкість, кут атаки, перевантаження і т.д.*

#### 6.1.3.1 Статичні характеристики стійкості по куту атаки

Під статичною стійкістю по куту атаки розуміють початкову тенденцію вертольоту при випадковій зміні кута атаки повернутися під дією аеродинамічних сил і їх моментів до вихідного його значення. Для цього необхідно, щоб при збільшенні кута атаки на величину  $\Delta\alpha > 0$  (наприклад, при попаданні вертольота в висхідний потік) виникав додатковий пікіруючий момент, який прагне зменшити кут атаки, і навпаки. Отже, якщо при виникненні кута атаки  $\Delta\alpha > 0$  збільшення

результуючого поздовжнього моменту від'ємне -  $M_z < 0$ , т. е. Відношення  $\frac{\partial M_z}{\partial \alpha} < 0$  (в межі - приватна похідна по куту атаки від результуючого поздовжнього моменту

$\frac{\partial M_z}{\partial \alpha} = M_z^\alpha < 0$ ). Вертоліт має статичної стійкості по куту атаки. Позитивна величина похідної  $M_z^\alpha > 0$  свідчить про нестійкість, а нульове значення  $M_{az} = 0$  - про нейтральність по куту атаки.

Результуючий поздовжній момент складається з моментів аеродинамічних сил  $H\Gamma$ , фюзеляжу, стабілізатора і крила:

$$M_z = M_{z,T} + M_{z,\phi} + M_{z,\epsilon T} + M_{z,\kappa p}$$

Для вивчення питання про статичну стійкість по куту атаки вертольота в цілому, необхідно оцінити взаємну зміну поздовжніх моментів, що призводять до зміни результуючого.

**Несучий гвинт** сприяє статичній нестійкості вертольота по куту атаки у всьому діапазоні швидкостей польоту вперед.

При збільшенні кута атаки  $H\Gamma$  результуюча сила  $T_{H\Gamma}$  відхиляється назад і дає приріст  $\Delta M_{z,T} > 0$ , спрямований на подальше збільшення кута атаки (рис 6.9). Дестабілізуючий момент результуючої сили несучого гвинта пропорційний величині  $T_{H\Gamma}$ , куту її відхилення  $\Delta \delta$  і вертикальній центровки  $y_T$ :

$$\Delta M_{z,T} = T_{H\Gamma} \cdot y_T \cdot \Delta \delta$$

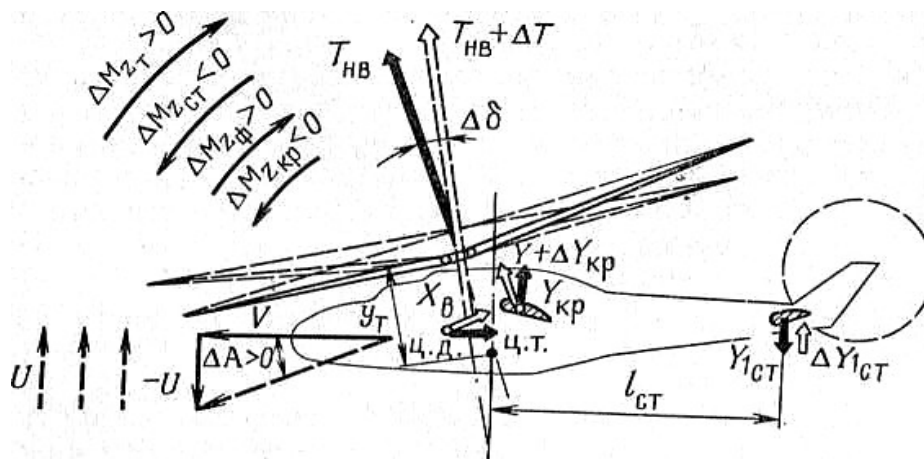


Рис 6.9 Схема зміни поздовжнього моменту (моменту тангажу) при збільшенні кута атаки вертольота

**Фюзеляж** вертольота (без стабілізатора) також сприяє статичній нестійкості по куту атаки у всьому діапазоні швидкостей польоту. Центр тиску (**ц.т.**) фюзеляжу вертольоту зазвичай розташовується попереду центру мас (**ц.м.**). Тому при збільшенні кута атаки буде з'являтися додатковий позитивний момент, що сприяє подальшому збільшенню кута атаки (рис 6.9). Залежність коефіцієнта поздовжнього



моменту фюзеляжу (без стабілізатора) від кута атаки показана. Якщо простежити, як змінюється відношення приросту коефіцієнта поздовжнього моменту до

відповідної зміни кута атаки, можна легко визначити, що завжди  $\frac{\Delta M_{z,\phi}}{\Delta \alpha_\phi} > 0$ , т. е. **позитивно**.

**Стабілізатор** сприяє підвищенню статичної стійкості вертольота за кутом атаки. При збільшенні кута атаки вертольота зростає і місцевий кут атаки стабілізатора, і навпаки.

В результаті відповідної зміни підйомної сили стабілізатора  $\Delta Y_{ст}$  створюється додатковий момент, спрямований на відновлення вихідного кута атаки, т. е.  $\frac{\Delta M_{z,ст}}{\Delta \alpha} < 0$ .

**Крило** на тих вертольотах, де воно встановлено позаду центру мас, теж (аналогічно стабілізатору) сприяє підвищенню статичної стійкості вертольота по куту атаки. Випадкове збільшення кута атаки веде до додаткового збільшення підйомної сили крила  $\Delta Y_{кр}$  і створює відносно центру мас додатковий пікіруючий

момент, т. е.  $\frac{\Delta M_{z,кр}}{\Delta \alpha} < 0$ .

При випадковому збільшенні (зменшенні) кута атаки зміна моментів від *НГ* і фюзеляжу сприятиме подальшому збільшенню (зменшенню) кута атаки, створюючи статичну нестійкість, а зміна моментів від стабілізатора і крила буде, навпаки, зменшувати (збільшувати) кут атаки, **т.е.** сприяє відновленню кута атаки (рис 6.10).

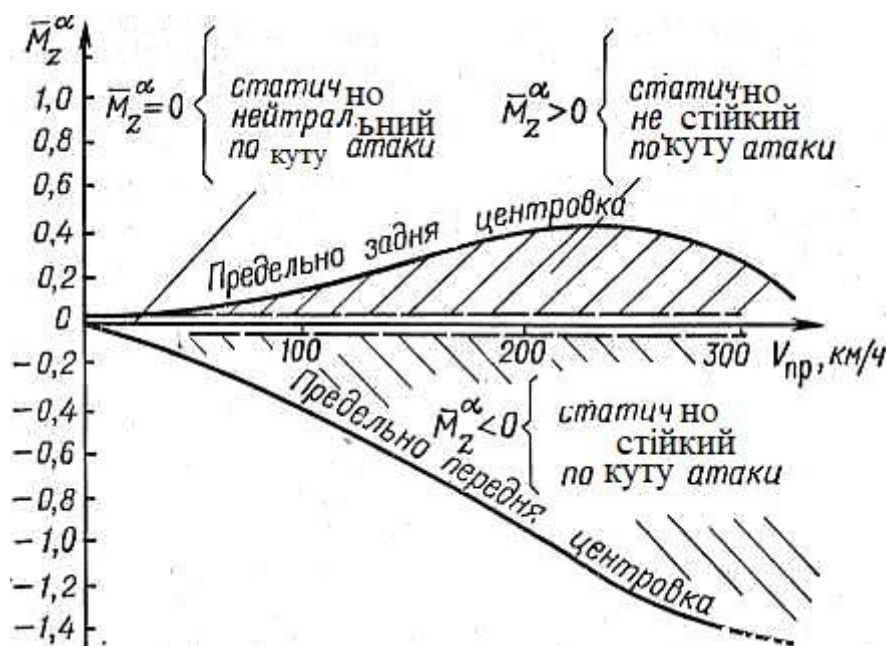


Рис 6.10 Залежність показника статичної стійкості  $M_z^\alpha$

по куту атаки від швидкості польоту і центровки вертольоту

На тих швидкостях, де моменти від крила і стабілізатора будуть змінюватися на більшу величину, ніж моменти від *НГ* і фюзеляжу, вертолiт стає статично стійким по куту атаки.

Аналіз зміни величини  $M_z^{\alpha}$  по *рис 6.11* дозволяє зробити наступні висновки:

- при передніх центровках вертолiт статично стійкий по куту атаки в діапазоні швидкостей від **40 км/год** до максимальних, так як  $M_z^{\alpha} < 0$ ;
- при середніх і нейтральних центровках вертолiт статично нейтральний по куту атаки у всьому діапазоні швидкостей, в тому числі і на вертикальних режимах, так як  $M_z^{\alpha} = 0$ ;
- при задніх і гранично задніх центровках вертолiт статично нестійкий по куту атаки, так як  $M_z^{\alpha} > 0$ .

Аналіз ступеня статичної стійкості вертольота при відомих значеннях центровок і швидкості польоту дозволяє визначити початкову тенденцію (*реакцію*) вертольота при випадковій зміні кута атаки. Як відомо, це веде до зміни вихідного кута тангажу і кута нахилу траєкторії. При необхідності пілот (*автопілот*) втручається в керування, не допускаючи подальшого розвитку збуреного руху. Для цього він повинен відразу ж створити керуючий момент  $M_{z, \text{упр.}}$ , що компенсує зміну поздовжнього моменту  $\Delta M_z$ .

Пілот керує вертольотом не по куту атаки, а по змінам кута тангажу, який він визначає і витримує, або візуально по горизонту, або за приладами (*вказівником крену і тангажу*). При цьому появу тенденції вертольота до кабрірування або пікірування пілот може парировати зміною поздовжнього моменту від сили  $T_{\text{нв}}$  відповідним відхиленням ручки керування. При цьому потрібно мати на увазі, що імпульсне відхилення ручки керування теж сприймається вертольотом як вплив і може викликати в свою чергу збурений рух, подібно збуреному руху при раптовій зміні кута атаки.

### **6.1.3.2 Особливості керованості вертольота за кутом атаки (тангажу)**

Якщо вертолiт має достатню стійкість по куту атаки ( $M_z^{\alpha} < 0$ ), то він прагне сам витримувати заданий йому кут атаки і без втручання пілота парировати збурення по куту атаки від поривів вітру та інших причин. В результаті пілот може приділяти менше уваги на контролювання режиму польоту.

Характер переміщення ручки керування при переході з режиму на режим і при маневруванні, *наприклад для зменшення кута тангажу*, такий, як показано на *рис 6.12, а*). Необхідно спочатку плавно віддати ручку керування від себе, а потім, як тільки вертолiт змінить кут тангажу до необхідного значення, припинити її

подальше переміщення і встановити в нове балансувальне положення, відповідне даному режиму. Якщо переміщати ручку керування дуже плавно, можна практично однозначним рухом ручки керування, *т.Е.*, переміщенням ручки керування в одному напрямку, повернути вертоліт на необхідну величину кута тангажу (*атаки*). Про такий вертоліт кажуть, що він «*ходить за ручкою*» керування

*Якщо вертоліт статично нейтральний по куту атаки*, при балансуванні і витримці усталеного польоту необхідні подвійні рухи ручкою керування навіть при невеликих змінах кута атаки, з тим щоб запобігти розвитку збуреного руху. Пілот змушений в цьому випадку безперервно контролювати заданий режим польоту, оскільки вертоліт самостійно не прагне витримувати попередній кут атаки і тангажу.

Характер переміщення ручки керування при маневруванні, *наприклад*, для зменшення кута тангажу, показаний на (рис 6.12, б). Необхідно спочатку віддати ручку керування від себе, а потім, як тільки вертоліт відхилиться на необхідну величину по тангажу, перемістити її на себе в початкове положення. При цьому рух має бути досить швидким (*майже імпульсним*) і невеликим за величиною ходу ручки. На такому вертольоті пілот змушений робити кілька повторних рухів ручкою керування, щоб забезпечити необхідне значення кута тангажа. Більші по ходу руху ручки керування ведуть, як правило, до «*проскакування*» необхідного кута і до поздовжнього розбובтування вертольоту. Такий характер подвійних переміщень ручки керування притаманний управлінню всіма одногвинтовими вертольотами на висінні і на малих швидкостях польоту (*при відключеному автопілоті*).

*Якщо вертоліт статично нестійкий по куту атаки*, для витримування встановленого польоту, *т.ч.* при балансуванні, пілот змушений постійно виконувати подвійні рухи ручкою управління, причому характер подвійних рухів на такому вертольоті відрізняється від описаних вище. Ручка управління постійно відхиляється пілотом від свого вихідного балансування положення для парирування тих чи інших збурень.

Характер переміщення ручки керування при маневруванні на такому вертольоті показаний на рис 6. 12, в). *Наприклад*, для зменшення кута тангажу необхідно спочатку віддати ручку керування від себе, а потім, не чекаючи моменту, коли вертоліт відхилиться на необхідну кількість градусів, перемістити її на себе за вихідне балансувальне положення на більшу величину. Як тільки вертоліт припинить обертання (*поворот*), ручку керування слід повернути на попереднє положення, тепер уже в нове балансувальне положення, яке відповідає меншому значенню кута тангажу. З огляду на те що важко розрахувати точну дачу ручки керування з урахуванням запізнювання і вертоліт, крім того, може легко «*проскочити*» потрібне значення кута тангажу через статичну нестійкість по куту атаки.

Описана досить складна техніка пілотування на статично нестійкому по куту

атаки вертольоті при балансуванні і маневруванні є специфічною особливістю вертольотів першого покоління на більшості режимів польоту. Однак, як показує практика експлуатації вертольотів, виконання польотів і при таких характеристиках стійкості можливо. Завдяки досить високій ступені ефективності та чутливості керування вертольота по тангажу пілоти оцінюють поздовжню керованість цих вертольотів як прийнятну (без автопілотів або при відключеному автопілоті).

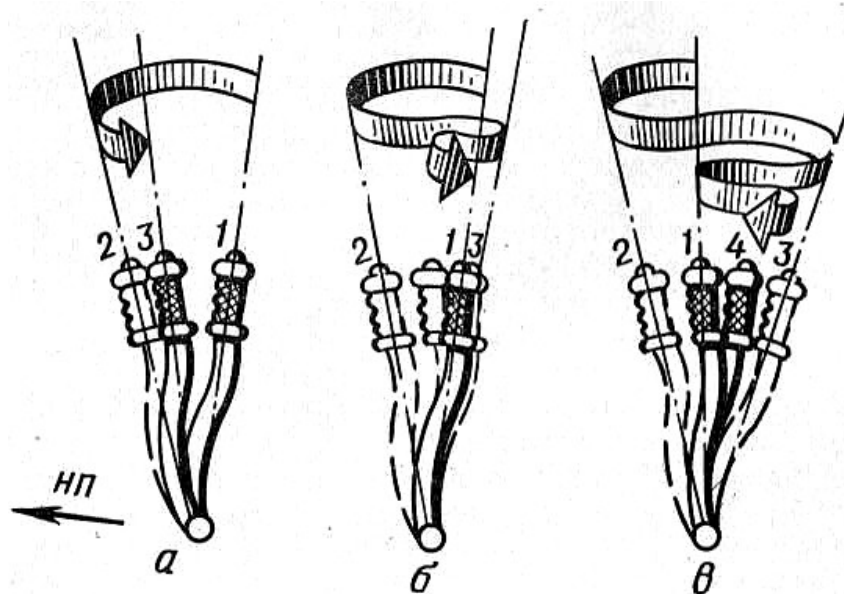


Рис 6.12 Характер переміщення ручки (цифри показують черговість її переміщення) при управлінні вертольотом по куту атаки (тангажу):  
**а** - вертоліт статично стійкий; **б** - нейтральний; **в** - нестійкий по куту атаки

Радикальне вирішення проблеми поліпшення керованості на вертольотах стало можливим з розробкою і впровадженням спеціальних автопілотів і систем автоматичного керування.

### **6.1.3.3 Статичні характеристики стійкості по швидкості польоту**

**6.1.3.3.1 Під статичної стійкістю** по швидкості польоту розуміють початкове прагнення вертольоту під дією аеродинамічних сил і їх моментів повернутися до попередньої швидкості польоту при випадковій її зміні.

Наявність сили опору, сприяє забезпеченню стійкості по швидкості. З ростом швидкості польоту сила лобового опору при інших рівних умовах збільшується, що викликає гальмування, а зі зменшенням швидкості - зменшується, що викликає розгін під дією виникнення надлишку рушійної (пропульсивної) сили.

Напрямок зміни кута атаки визначається знаком поздовжнього моменту, що з'являється при збільшенні або зменшенні швидкості польоту. Тому критерієм, що визначає ступінь статичної стійкості вертольоту по швидкості, вважається

відношення  $\frac{\partial M_z}{\partial V}$  (В межі - приватна похідна результуючого поздовжнього моменту по швидкості  $\frac{\partial M_z}{\partial V} = M_z^V$ ).

Якщо при збільшенні швидкості ( $\Delta V > 0$ ) результуючий момент змінюється на пікірування ( $\Delta M_z < 0$ ), *т.е.* з'являється тенденція до зменшення кута атаки, то в результаті сумарна дія сил, спрямованих уздовж осі  $O_x$ , призведе до подальшого збільшення швидкості, що свідчить про нестійкість вертольота по швидкості. При цьому  $M_z^V < 0$ .

Для забезпечення статичної стійкості вертольоту при збільшенні швидкості повинен з'являтися кабіруючий момент, *т.е.* має виконуватися умова  $M_z^V > 0$ . Якщо  $M_z^V = 0$ , вертоліт за швидкістю статично нейтральний.

Зміна результуючого поздовжнього моменту при зміні швидкості польоту залежить від зміни аеродинамічних моментів від: *НГ, фюзеляжу, стабілізатора і крила.*

**Несучий гвинт** сприяє стійкості вертольота по швидкості в усьому діапазоні швидкостей польоту. При збільшенні швидкості результуюча сила  $T_{нг}$  відхиляється назад (кут природного завалу збільшується), створюючи позитивний приріст моменту, т. е.  $\Delta M_z^V > 0$  (рис 6.13). Цей приріст спрямований на зменшення швидкості. При зменшенні швидкості кут природного завалу зменшується, створюючи зміну поздовжнього моменту на пікірування, що сприяє відновленню попереднього значення швидкості.

**Фюзеляж** не дає істотної зміни поздовжнього моменту при зміні швидкості польоту, але сприяє статичній стійкості по швидкості внаслідок природної зміни сили лобового опору. Однак на великих швидкостях польоту, коли досить великі негативні кути тангажа вертольота, дестабілізуючий момент сили лобового опору фюзеляжу при збільшенні швидкості помітно зростає і сприяє нестійкості вертольота по швидкості.

**Стабілізатор** сприяє стійкості вертольота по швидкості з урахуванням того, що на моторних режимах польоту його підйомна сила спрямована вниз, т. е. протилежно  $T_y$ . Тому при збільшенні швидкості польоту зростає кабіруючий момент від стабілізатора, а при зменшенні - знижується, т. е.  $M_z^V > 0$ .

**Крило**, розташоване позаду центру мас, знижує статичну стійкість вертольота по швидкості, оскільки при збільшенні швидкості збільшується  $Y_{кр}$  і її пікіруючий момент, т. е.  $M_{z_{кр}}^V < 0$  (рис 6.13).

В цілому завдяки впливу *НГ* і стабілізатора вертольоти статично стійкі за швидкістю майже у всьому діапазоні швидкостей польоту (рис 6.14). Однак

внаслідок впливу крила і деякої статичної нестійкості фюзеляжу на максимальних швидкостях польоту ступінь статичної стійкості вертольота за швидкістю знижується, особливо при гранично - задній центрівці. При такій і близькою до неї центрівці деякі вертольоти на максимальних швидкостях польоту можуть бути статично нестійкі по швидкості.

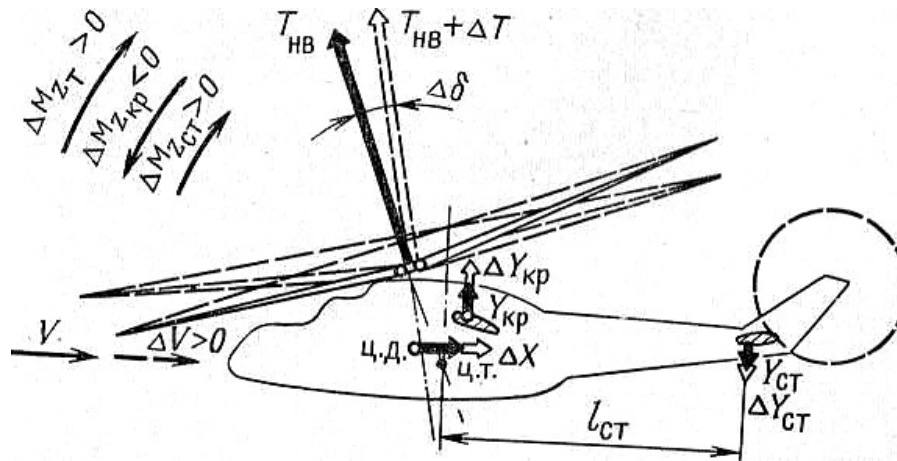


Рис 6.13. Схема зміни поздовжнього моменту при збільшенні швидкості польоту вертольота

Збільшення підйомної сили призводить до збільшення кута  $\theta$ , *т.е.* до викривлення траєкторії вгору, що в подальшому сприяє відновленню вихідної швидкості. Характеристики стійкості по швидкості, як статичні характеристики стійкості по куту атаки, дуже впливають на керованість і пілотажні характеристики вертольота.

#### 6.1.3.3.4 Особливості поздовжньої керованості по швидкості польоту

Зміна швидкості викликає зміну кутів тангажа і нахилу траєкторії. Відповідно до цього для парирування збурення по швидкості пілоту необхідно в першу чергу компенсувати зміну поздовжнього моменту створенням спрямованого назустріч йому керуючого моменту.

Якщо вертоліт стійкий по швидкості польоту, то для витримування заданого режиму за швидкістю втручання з боку пілота або автопілота практично не потрібно. Для виконання горизонтального розгону на такому вертольоті після збільшення загального кроку  $H\Gamma$  і в подальшому при постійному його значенні слід відхилити ручку керування вперед. По мірі розгону пілот змушений відхиляти ручку керування все більше від себе для подолання зростаючих кабіруючих моментів, з тим щоб витримати горизонтальність траєкторії. При цьому давляючі зусилля на ручці керуванні, якщо їх не триммівать, все більше зростають. Виконання горизонтального гальмування на статично стійкому вертольоті вимагає переміщення ручки керування на себе. У міру падіння швидкості пілот буде відчувати все більш зростаючі тягнучі зусилля на ручці керування.

Якщо вертоліт статично нестійкий по швидкості польоту, на такому вертольоті (або на таких режимах) ускладнюється витримування режиму польоту по швидкості. При випадковій зміні швидкості вертоліт буде сам прагнути змінити її ще більше. Наприклад, при випадковому збільшенні швидкості (через зустрічний порив вітру) у вертольота відразу ж з'являється пікіруючий момент, кут тангажу зменшиться і вертоліт перейде на зниження з розгоном. Зі збільшенням швидкості зростає потрібне відхилення ручки керування на себе, яке необхідно для виведення вертольоту з пікірування в горизонтальний політ. Спостерігається так зване «затягування» вертольота в пікірування. Тому при малих запасах поздовжнього відхилення ручки керування на себе, якщо пілот допустить надмірне збільшення швидкості, можливий невихід вертольота з зниження. Особливо небажано така поведінка вертольота при зниженні на режимі самообертання *НГ*. У цьому випадку виключається збільшення загального кроку *НГ* для виведення вертольоту в горизонтальний політ, так як можливе падіння оборотів *НГ*. Звідси очевидний висновок про необхідність більшого запасу поздовжнього керування на вертольотах, що не мають статичної стійкості по швидкості польоту, в порівнянні з вертольотами статично стійкими.

При виконанні несталоного руху, наприклад, розгону, спочатку ручка керування віддається від себе, але, як тільки почнеться розгін, її необхідно весь час переміщати на себе, щоб уникнути надмірного збільшення кута пікірування. При цьому в процесі горизонтального розгону поступово зменшуються давлячі зусилля і навіть з'являються тягнучі зусилля на ручці керування, якщо не знімати навантаження триммерами.

При виконанні горизонтального гальмування ручка керування спочатку береться на себе, а потім весь час віддається від себе в міру падіння швидкості. Тягнучі зусилля в міру падіння швидкості зменшуються і можуть з'явитися давлюючі, якщо теж не тримувати ручку керування.

Такі дії ручкою керування незвичні для пілота і називаються зворотними (*т.е. при розгоні ручка керування вимушено переміщається на себе, при гальмуванні - від себе*). Тому політ на таких швидкостях і режимах дуже ускладнений для пілота. Він вимагає спеціального тренування і навичок, щоб правильно відхиляти ручку керування.

#### **6.1.3.5 Стійкість поздовжнього руху вертольоту**

**6.1.3.5.1** Розгляд статичних характеристик стійкості по куту атаки, швидкості польоту і демпфуючим властивостям дозволяє зробити короткий аналіз характеристик стійкості поздовжнього руху вертольотів («динамічної» стійкості). Для цього треба розглянути розвиток поздовжнього збуреного руху в часі.

Це рух вертольотів (без автопілота) зазвичай являє коливальний процес, в якому можна виділити два види коливань:

–короткоперіодичні - з періодом коливань **0,5 - 3 с**;

–довгоперіодичні- з періодом коливань **10-50 с**.

**Короткоперіодичні коливання** пов'язані в основному з обертанням вертольота навколо центра мас під дією періодично змінюючихся моментів від аеродинамічних сил. Пілот відзначає цей рух по частоту періодичному зміні кута тангажу.

**Довгоперіодичне коливання** пов'язані зі зміною траєкторії руху центру мас внаслідок зміни величини і напрямку швидкості польоту під дією періодично змінюючихся при коливаннях аеродинамічних сил.

**На висінні** найбільш просто розглянути умови розвитку збуреного руху (рис 6.15), наприклад, при випадковому пориві попутного вітру  $\Delta U$  порушується рівновага сил і моментів в поздовжній площині. Конус  $HГ$  і, отже, сила  $T_{nv}$  відхиляються вперед, що викликає збільшення поздовжнього моменту на пікірування ( $\Delta M_z < 0$ ), Поява горизонтальної складової  $T_x$  і зменшення  $T_y$ .

Досить велике відхилення сили  $T_{nv}$  забезпечує вертольоту хорошу статичну стійкість по швидкості, призводить до значної величини  $\Delta M_z$ , що при слабкому демпфіруванні викликає зростання кутової швидкості  $\omega_z$ . Вертоліт починає опускати ніс ( $\omega_z < 0$ ), рухатися вперед під дією  $T_x$  і знижуватися, так як  $T_y$  стала менше сили тяжіння (положення 1 на рис 6.15).

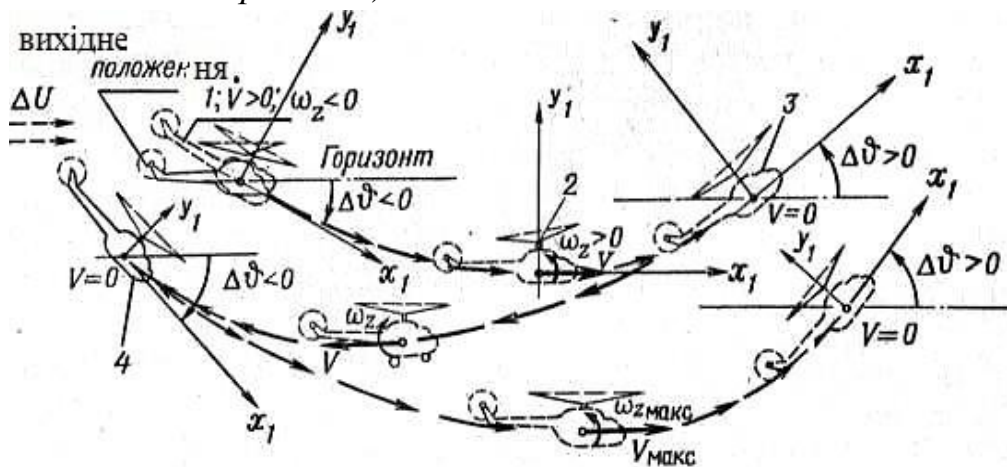


Рис 6.15 Схема розвитку поздовжніх коливань вертольота на висінні

При такому русі внаслідок появи швидкості польоту вперед сила  $T_{nv}$  починає відхилятися назад, дає приріст моменту на кабрирування і з'являється  $\omega_z > 0$ . Повернувшись до вихідного положення по тангажу (положення 2), вертоліт продовжує піднімати ніс. Після зменшення швидкості до нуля у нього виникає значний кут кабрирування (положення 3), який викликає тепер рух вертольота назад зі зниженням. Збільшений кут тангажу призводить до того, що при проході нижньої точки вертоліт набуває велику швидкість, ніж та (порив вітру), яка вивела його з рівноваги. При виході вертольота знову у верхню точку (положення 4) кут



пікірування виявляється більшим за величиною, ніж кут кабірування в *положенні 3*, і далі картина повторюється. Рух вертольота стає коливальним з амплітудою. Вертолїт йде від початкового положення рівноваги, *т.ч.* є нестійким на висінні літальним апаратом.

Однак період поздовжніх коливань вертольота на висінні досить великий (*12-16с*), а час подвоєння амплітуди *3,5-4с*, тому пілот встигає відхиленням важелів керування погасити і виникає рух, що не допускає його розвитку.

*При польоті вперед* крім розглянутих факторів на стійкість руху істотний вплив роблять статичні характеристики стійкості по куту атаки. Раніше біло розглянуто, що на великих швидкостях польоту в основному завдяки зростанню ефективності стабілізатора вертолїт по куту атаки стає стійким (*або слабо нестійким при задніх центровках*). Крім того, зі збільшенням швидкості польоту дещо підвищуються демпфіруючі властивості вертольоту і знижується статична стійкість по швидкості. В результаті цього в міру збільшення швидкості польоту нестійкість поздовжнього руху вертольота зменшується. Час подвоєння амплітуди коливань зростає в кілька разів у порівнянні з режимом висіння, і поздовжній рух вертольоту на великих швидкостях польоту зазвичай виявляється слабо нестійким.

Повне гасіння збуреного руху і самостійне повернення до вихідного режиму польоту за всіма характеристиками - явище поки практично недосяжне для вертольотів (*без автопілота*).

Однак ступінь стійкості при збуреннях за різними параметрами, які характеризують режим польоту, може бути різною. Найбільш важливими показниками режиму польоту є швидкість і перевантаження. Тому для пілота дуже важливі характеристики стійкості руху по швидкості і перевантаженню.

**6.1.3.5.2 Вертолїт вважається стійким за швидкістю**, якщо без втручання пілота зберігає швидкість вихідного режиму польоту. У тих умовах польоту, в яких вертолїт статично нестійкий по швидкості, він не має і динамічної стійкості. Однак наявність статичної стійкості по швидкості дає підстави очікувати, що вертолїт в більшості випадків може відновлювати вихідну швидкість польоту після припинення збурень, *т.е.* має стійкість руху по швидкості.

**6.1.3.5.3 Вертолїт вважається стійким по перевантаженню**, якщо без втручання пілота зберігає вихідне її значення (*повертається до нього*).

Величина нормального перевантаження змінюється як при зміні швидкості, так і при зміні кута атаки. Якщо вертолїт повертається до початкового значення швидкості, але при іншому значенні кута атаки, перевантаження і, отже, режим польоту будуть інші. Тому поняття «*стійкість по перевантаженню*» є більш повною характеристикою поздовжнього руху вертольота, ніж поняття «*стійкість по швидкості*». Воно дозволяє аналізувати реакцію вертольота при зовнішньому впливі, що виражається в одночасній зміні і кута атаки, і швидкості польоту.

Стійкість вертольота по перевантаженню має особливе значення для маневрених вертольотів, здатних виконувати складний і навіть вищий пілотаж. Ця характеристика проявляється не тільки на сталих режимах польоту, але і при маневруванні.

**6.1.3.5.4 Нестійкий по перевантаженню вертоліт** при введенні в маневр зі збільшенням перевантаження рухається в напрямку ще більшого її збільшення, що створює явище «*підхоплення*» і небезпека перевищення встановлених обмежень.

У зв'язку зі статичної нестійкістю по куту атаки більшість вертольотів (**Mi-2, Mi-8, Mi-12** та інші) є більшою чи меншою мірою нестійкими по перевантаженню. Тому щоб уникнути різкого прояви «*підхоплення*» у таких вертольотів встановлюються жорсткі обмеження по крену і темпу взяття ручки на великих швидкостях польоту.

**6.1.3.5.5 Якщо вертоліт стійкий по перевантаженню**, пілот пілотує його на маневрі майже однозначним (*одного напрямку*) переміщенням ручки керування. Це добре сприймається пілотом: треба збільшити перевантаження - взяв ручку управління на себе, «дійшло» перевантаження до заданого значення за вказівником перевантажень - зупинив ручку в цьому положенні, і перевантаження зберігається заданим. Аналогічна картина спостерігається і при зменшенні перевантаження. Крім того, контроль заданого перевантаження в цьому випадку здійснюється за зусиллям на ручці керування. Це значно розвантажує увагу пілота при маневруванні.

**6.1.3.5.6 При нейтральній стійкості по перевантаженню** теж досить просто пілотувати вертоліт, але потрібно більше уваги приділяти для контролю величини заданого перевантаження. На такому вертольоті при збільшенні, *наприклад*, перевантаження ручка керування переміщається на себе, але при «*підході*» перевантаження до заданого значення ручку керування необхідно відразу ж повертати в початкове положення. Тут важче дозувати перевантаження за величиною ходу ручки і по зусиллям на ній, так як одному і тому ж балансувальному положенню ручки може відповідати різне перевантаження. Тому при маневруванні пілот змушений виконувати серію подвійних рухів і постійно контролювати величину перевантаження за вказівником, щоб не допустити її перевищення більш допустимого значення. Якщо на вертольоті не встановлено покажчика нормальних перевантажень, дотримуватися допустимих експлуатаційних обмежень на такому вертольоті досить складно. Зазвичай вводяться різні інші обмеження (*по крену, по темпу взяття ручки управління на себе, по величині ходу ручки і т.п.*).

Техніка пілотування при маневруванні на вертольоті, нестійкому за нормальним перевантаженням, ще більш ускладнюється. В цьому випадку пілот повинен для збільшення перевантаження взяти ручку керування на себе, а потім при «*підході*» перевантаження до заданого значення віддати ручку від себе за попереднє положення, та ще й на більшу величину, ніж вона бралася на себе. Якщо цього не

зробити, вертоліт буде збільшувати перевантаження понад необхідної величини. Пілотувати нестійкий по перевантаженню вертоліт на граничних режимах дуже складно. Практично, незважаючи на прагнення пілота зберегти задане значення перевантаження і запобігти його випадковому перевищенню, завжди можливий вихід за експлуатаційні обмеження.

#### **6.1.4 Бічна стійкість і керованість вертольота**

Зміна кута ковзання вертольота призводить до одночасної зміни як моментів рискання  $M_y$ , так і моментів крену  $M_x$ . Останнє обумовлює зміну крену, і навпаки, рух вертольота по крену викликає рух рискання. Взаємозв'язок цих рухів у міру збільшення швидкості польоту безперервно зростає. Тому ці два види руху не можна розглядати окремо, про них говорять як про одне - бічному русі вертольота (*«бічному» тому, що неодмінною умовою такого руху є поява або зміна ковзання*).

Характеристики стійкості цього руху називаються характеристиками бічної стійкості вертольота. Їх можна отримати, розглянувши збурений рух вертольота по крену і рискання.

Вертоліт має бічну стійкість, якщо без втручання пілота здатний зберігати (*відновлювати*) вихідні кути крену і ковзання, *т.ч.*, рівновага бічних сил, моментів крену і нишпорення.

Зазвичай рівновага вплива (*бічний порив вітру, рух ручки і т.д.*) спочатку викликає відхилення будь-якої однієї з характеристик бічного руху - кута ковзання або кута крену. Це відхилення потім призводить до розвитку бічного збуреного руху по всім його параметрам. При цьому, як і в поздовжньому русі, на стійкість бічного руху великий вплив робить первісна реакція вертольота на збурення, *т.е.*, статичні характеристики його бічної стійкості.

Таким чином, важливо визначити, як змінюється результуючий (*сумарний*) момент рискання при відхиленні по куту ковзання і момент крену при відхиленні по крену.

##### **6.1.4.1 Статичні характеристики стійкості по куту ковзання (шляхової стійкості)**

**Під статичною шляховою (флюгерною) стійкістю** розуміють початкову тенденцію вертольота відновити вихідний кут ковзання в момент випадкового його зміни.

Фізично для статично стійкого в шляховому відношенні вертольота це означає, що при випадковій появі ковзання виникає додатковий момент рискання, розвертає вертоліт на усунення цього ковзання, іншими словами, зміна результуючого моменту рискання  $M_y$  має сприяти усуненню випадково виниклого ковзання.

Отже, по відношенню збільшення моменту нишпорення  $\Delta M_y$  до зміни кута,

ковзання  $\Delta\beta$  (в межах - похідна  $\frac{\partial M_y}{\partial \beta} = M_y^\beta$ ) Можна судити про статичну стійкість вертольота по куту ковзання.

Ліве ковзання вважається негативним (рис 6.16), а результуючий шляховий момент (момент рискання), розвертає вертолiт вліво - позитивним. Тому для статично стійкого в шляховому відношенні вертольота критерій статичної стійкості повинен бути негативним -  $M_y^\beta < 0$ . при  $M_y^\beta = 0$  вертолiт нейтральний, а при  $M_y^\beta > 0$  - нестійкий по куту ковзання.

Зміна результуючого моменту рискання залежить від того, як змінюються аеродинамічні шляхові моменти від фюзеляжу, кіля (кільової балки) і рульового гвинта.

На висінні в штиль вертолiт за кутом нишпорення статично нейтральний, так як після випадкової зміни кута рискання (курсу) шляхові моменти від згаданих частин вертольота не змінюються і вертолiт залишається в новому положенні.

При поривах вітру зліва тяга  $РГ$  зменшується і зменшується її шляховий момент. Під дією реактивного моменту  $НГ$  вертолiт прагне розвернутися на вітер, зменшуючи виникнений кут ковзання, *т.е.* є статично стійким по куту ковзання (в шляховому відношенні).

Наявність кіля, на якому створюється бічна сила  $Z_k$ , підвищує ступінь статичної шляхової стійкості.

При пориві вітру малої швидкості праворуч тяга  $РГ$  може дещо зрости. Разом з дією бічної сили кіля це забезпечує певний рівень статичної шляхової стійкості.

Однак при великих швидкостях вітру справа (як правило, перевищують допустимі обмеження) відбувається падіння тяги  $РГ$  внаслідок розвитку зривної зони на його лопатях. Вертолiт стає нестійким і розвертається хвостом на вітер (рис 6.16).

При польоті вперед всі вертольоти мають статичну шляхову стійкість, тому що цьому сприяють рульовий гвинт і кіль, у яких  $M_z^\beta < 0$  (рис 10.16).

Ступінь шляхової статичної стійкості вертольота значно змінюється в залежності від швидкості польоту і кута атаки фюзеляжу.

Для всіх вертольотів, особливо при наявності кіля, характерно, що шляхова статична стійкість збільшується з ростом швидкості польоту і негативного кута атаки фюзеляжу (рис 6.16). При позитивному куті атаки фюзеляжу відбувається затінення кіля і зменшення його ефективності. В результаті можливе різке зменшення шляхової статичної стійкості, що є однією з причин появи бічних коливань вертольота.

**Статична шляхова нестійкість** вертольота вкрай небажана, тому що при випадковій появі ковзання вертолiт буде прагнути ще більше збільшити його. При

цьому погіршується шляхова керованість, ускладнюється техніка пілотування. Тому для сучасних вертольотів характерно збільшення площі кіля, щоб якомога більше збільшити ступінь статичної шляхової стійкості на всіх режимах польоту.

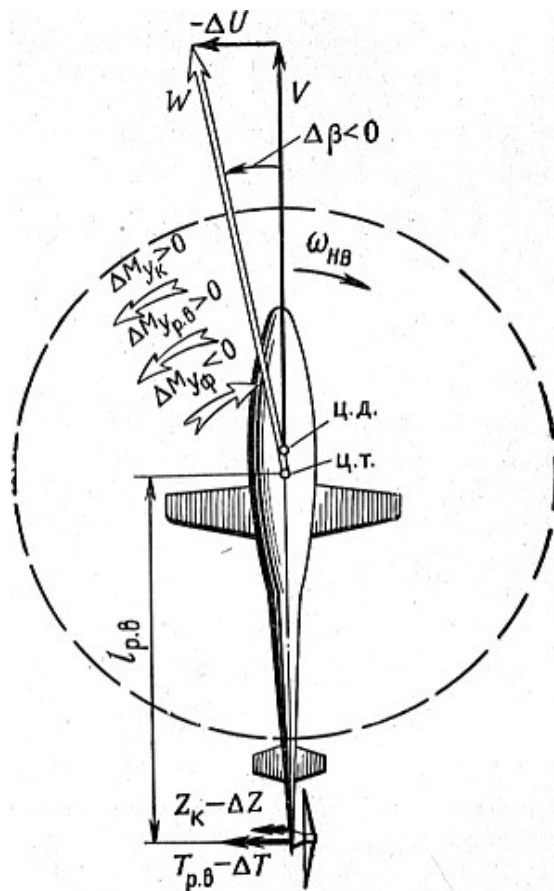


Рис 6.16 Схема зміни шляхового моменту

#### 6.1.4.2 Статичні характеристики стійкості по куту нахилу (поперечної стійкості)

1) Під статичною поперечною стійкістю розуміють прагнення вертольоту відновити вихідний кут крену після випадкового його зміни. Однак вертоліт безпосередньо на крен не реагує. Зміна нахилу веде до зміни рівноваги бічних сил і появи ковзання. Ковзання ж призводить до зміни не тільки шляхових, а й поперечних моментів.

Майже всі елементи конструкції вертольоту, особливо несучий гвинт і крило, сприяють статичній поперечній стійкості вертольота (рис 6.17). Тому для всіх одногвинтових вертольотів характерна досить висока ступінь поперечної стійкості. Вона збільшується при збільшенні швидкості польоту і кута атаки вертольота.

Надмірно висока статична поперечна стійкість вертольота може виявитися зайвою при недостатній шляховій стійкості. В цьому випадку відхилення по крену усувається швидше, ніж розвинене ковзання, і вертоліт при тому ж ковзанні

переходить в крен протилежного напрямку.

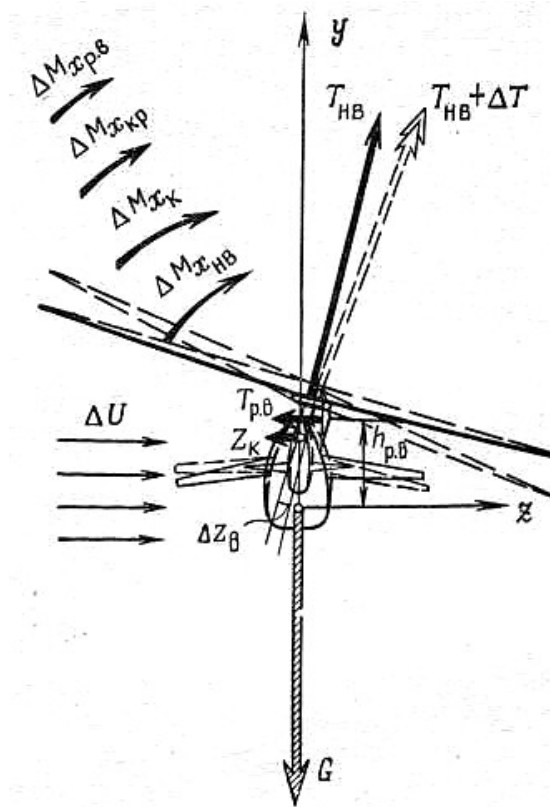


Рис 6.17 Схема зміни поперечного моменту (моменту крену) при появі ковзання вліво

$$\frac{M_x^\beta}{M_y^\beta} = \chi$$

При великому значенні відносини  $\chi$  на деяких режимах можливе виникнення високочастотних  $\gamma$  поперечних коливань вертольоту, париувати які пілот не в змозі. Тому іноді свідомо знижують ступінь статичної поперечної стійкості, з тим щоб величина  $\gamma$  перебувала в межах  $0,1-1,0$ , що виключає небажані явища (наприклад, роблять негативний поперечне «V» крила).

#### 6.1.4.3 Стійкість бічного руху

Поведінка вертольоту в процесі бічного збуреного руху визначається в кінцевому рахунку величиною і співвідношенням ступенів його статичних поперечної і шляхової стійкості, інерційними характеристиками і властивостями, що демпфірують.

1) На висінні і малих швидкостях польоту (до  $V = 30 - 40$  км/год) бічний рух усіх одногвинтових вертольотів коливально нестійкий, внаслідок того, що на цих режимах взаємозв'язок рухів крену і рискання ще невелика, а рух по крену (аналогічно руху по тангажу на висінні) нестійкий.

Але період коливань по крену становить  $8 - 10$  с, а час подвоєння амплітуди

також досить велике - **4 - 8 с**. Це дозволяє пілоту своєчасно втрутитися в керування і погасити випадково виникаючі і розвиваючі коливання.

2) *На великих швидкостях польоту*, аж до максимальних, всі вертольоти, як правило, володіють стійкістю бічного збуреного коливального руху. Це пояснюється наявністю статичної стійкості в шляховому і поперечному відношенні, а також збільшенням демпфірування з боку рульового гвинта, кіля та інших елементів конструкції. Виникаючі коливання по крену і рисканню з періодом **3-7с** носять затухаючий характер.

Однак на тих режимах, на яких значення  $\gamma$  стає надмірно високим, вертоліт різкіше реагує по крену на виникнення ковзання і можлива поява коливальної нестійкості в бічному русі. Це ускладнює техніку пілотування пілота і роботу автопілота, а також ускладнює виконання таких завдань, як прицілювання і ведення стрільби, і деяких інших.

#### **6.1.4.4 Особливості бічної керованості вертольоту**

**6.1.4.4.1** У шляховому і поперечному відношеннях пілот пілотує вертоліт, орієнтуючись по положенню скління кабіни щодо земних орієнтирів і лінії горизонту, а також за вказівником курсового кута і авіагоризонту. Ці прилади дозволяють пілотові визначати кути рискання і крену. При цьому він контролює наявність ковзання по покажчику повороту і ковзання, або по авіагоризонту, або за вказівником крену і тангажа. Ці прилади показують наявність або відсутність ковзання. Зсув кульки від центру вліво відповідає лівому ковзанню, зміщення вправо - правому. Але величину кута ковзання пілот може оцінити дуже наближено, і то тільки в візуальному польоті.

У разі якщо ковзання значне і сам вертоліт гасить його повільно, пілот може усунути ковзання відхиленням педалі. Педаль дається в сторону виникнення ковзання (*в сторону відхилення кульки*). При правом ковзанні дається вперед права педаль - ковзання усувається, кулька повертається в центр, як кажуть, «*біжить*» від педалі. При появі крену вертоліт також, сам усуває його. Пілот може допомогти більш швидкому відновленню крену.

При маневруванні, якщо пілот працює важелями керування некоординовано, при переміщенні ручки в поперечному напрямку з'являється крен і розвивається ковзання в сторону крену. На статично стійкому в поперечному відношенні щодо вертольоті ковзання викликає кренящий момент, спрямований у бік, протилежний керуючому, і вертоліт, реагуючи на ковзання, прагне вийти з крену.

**6.1.4.4.2** Якщо вертоліт нейтральний в шляховому відношенні на даному режимі, при випадковому виникненні ковзання момент рискання, діючий на вертоліт, не змінюватиметься. Отже, вертоліт не змінить кут рискання (*курс польоту*), а ковзання не буде усуватися шляховим моментом.

**6.1.4.4.3** Якщо вертоліт статично нейтральний в поперечному відношенні, при

появі крену і пов'язаного з ним ковзання він не буде виправляти крен і при дотриманні заданого режиму пілота необхідно втручатися в керування, щоб усунути виникає ковзання. Переміщення ручки керування в поперечному напрямку подвійні подібно вищеописаним для статично нейтрального вертольота за кутом атаки. Тому, зокрема, на висінні і на вертикальних режимах, коли вертоліт майже нейтральний по куту атаки і куту ризику, дії ручкою керування в поздовжньому і поперечному напрямках аналогічні.

Якщо вертоліт статично нестійкий в поперечному відношенні, то при появі крену він сам прагне кренитися в сторону крену, а поява ковзання буде тільки сприяти цьому. Техніка пілотування ручкою керування в поперечному відношенні аналогічна вищевикладеній для статично нестійкого вертольота за кутом атаки.

Характерним прикладом ускладнення техніки пілотування в поперечному напрямку може служити політ в умовах значного зриву потоку з лопатей в азимутах **260-300 °** при перевищенні максимально допустимих швидкостей. При випадковому крені вправо збільшується зона зриву потоку з лопатей і, отже, вертоліт крениться вправо. Замість звичайного вирівнювання по крену при розвитку ковзання вертоліт продовжує кренитися вправо. Якщо пілот, прагнучи звичною дією парировати розвиток крену, відхилить ручку вліво, то збільшаться кути установки в районі зривної зони, що призведе до її додаткового збільшення, і замість необхідного збільшення підйомної сили в цьому секторі він падає, а разом з цим збільшується момент, крениться вертоліт вправо. Подальше переміщення ручки керування вліво до упору лише погіршує становище, і вертоліт може так і не вийти з правого крену, а увійде в спіраль.

#### **6.1.4.5 Особливості бічної керованості при польоті з ковзанням**

При польоті з ковзанням збільшується (в порівнянні з польотом без ковзання) шкідливий опір вертольота  $X_{\phi}$ , з'являється бічна сила фюзеляжу  $Z_{\phi}$  і змінюється бічна сила кіля  $Z_k$ . Для  $НГ$  суттєвої різниці в режимі обтікання немає, але умови роботи  $РГ$  значно змінюються, так як змінюється його кут атаки, тому виконання польоту з ковзанням при інших рівних умовах завжди вимагає додаткових витрат потужності.

В льотної практиці найчастіше застосовується короткочасне нестале ковзання при маневруванні.

При створенні сталого ковзання в ту чи іншу сторону зі збереженням швидкості польоту по приладу, що дорівнює попередній, необхідно додатково збільшити загальний крок  $НГ$ . При цьому порушується не тільки шляхова і поперечна, а й поздовжня рівновага. Це особливо помітно на швидкостях, близьких до максимальної, і при кутах ковзання більше  $10^{\circ}$ .

Якщо на малих і середніх швидкостях польоту аеродинамічним впливом бічного руху на поздовжнє для всіх вертольотів можна знехтувати, то на



максимальних швидкостях для деяких вертольотів це може привести до помилкових висновків. На максимальних швидкостях при створенні ковзання з кутами понад  $10^{\circ}$  відбувається зміщення зон зриву і зворотного обтікання на  $НГ$ , що призводить до зміни поздовжнього моменту від  $НГ$ . Істотною є в цьому випадку роль стабілізатора. Якщо стабілізатор знаходиться в зоні впливу індуктивного потоку  $НГ$ , то при таких кутах ковзання цей вплив змінюється. В результаті при створенні ковзання порушується поздовжня рівновага.

При виконанні усталеного польоту з ковзанням необхідне одночасне відхилення ручки управління і педалей.

Для статично стійкого вертольота в поперечному і шляховому відношеннях характерно, що чим більше кут ковзання, тим більше потрібно відхиляти ручку керування в сторону ковзання (*наприклад, при ковзанні вліво і ручку - вліво*). При спробі створити ковзання одними педалями з'являється знижуюча спіраль, так як в цьому випадку на розвиток ковзання вертолiт реагує зворотним креном. Перевантаження залишається майже незмінним, вертолiт розвертається в сторону крену з втратою висоти. При спробі створити ковзання однією ручкою керування, *т.ч.* крен вертольоту, вертолiт також входить в знижуючу спіраль, якщо не збільшувати нормальне перевантаження, так як з'являється ковзання і вертолiт буде реагувати ризиканням (*змiною курсу*) в сторону крену.