

**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 № 7 – Набор висоти та зниження з поступальною швидкістю**

**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

**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. Схема сил в режимі набору висоти.
2. Балансування, рівновага та керування, особливості набору висоти.
3. Характерні помилки.
4. Шиккування з поступальний швидкістю.
5. Характерні помилки.

### **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 вертольота, 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**

## Набір висоти і зниження з поступальною швидкістю

### 1. Схема сил у наборі висоти

Набір висоти виробляється, як правило, на номінальному режимі роботи двигунів. При необхідності набір висоти можна виробляти на злітній режимі (не більше 6 минут), а також на режимі нижче номінальної. Набір висоти рекомендується виконувати на найвигіднішій швидкості набору ( $V_{\text{наб}} = V_{\text{ек}}$ ). Схема сил і моментів, що діють на вертоліт в наборі висоти по похилій траєкторії показана на рисунку 1.

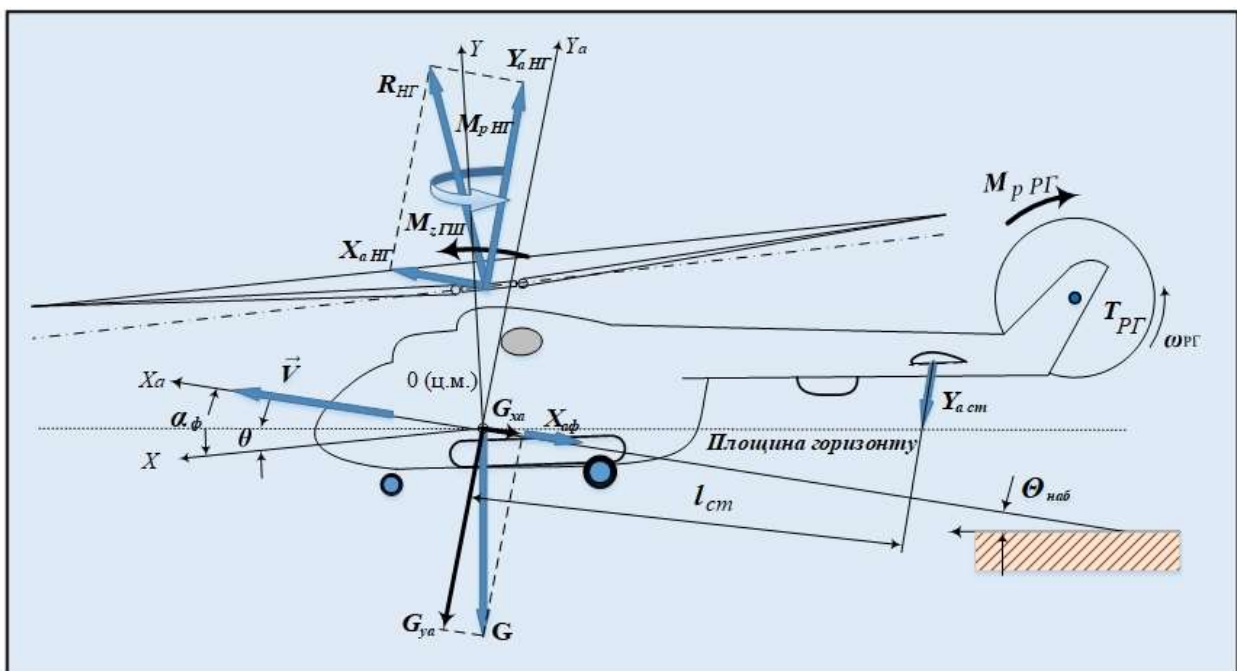


Рисунок 1. Схема сил, що діють на вертоліт в режимі набору висоти

Умови рівноваги в наборі висоти:

$$V = \text{const} \rightarrow \sum F_{Xa} = X_{a\text{НГ}} - G_{Xa} - X_{a\phi} = 0 \text{ - умова сталості швидкості;}$$

$$\Theta_{\text{наб}} = \text{const} \rightarrow \sum F_{Ya} = Y_{a\text{НГ}} - G_{Ya} - Y_{a\text{СТ}} = 0 \text{ - умова сталості кута набору;}$$

$$\vartheta = \text{const} \rightarrow \sum M_{Za} = 0 \text{ - умова сталості кута тангажу;}$$

$$\sum M_{Ya} = M_{p\text{НГ}} - T_{PГ} \cdot l_{PГ} = 0 \text{ - умова сталості напрямку польоту}$$

При наборі висоти на зльотному режимі роботи двигунів обороти НГ  $n_{\text{НГ}} = 92 - 94\%$  підтримуються постійними автоматично. При наборі висоти на номінальному або крейсерському режимі роботи двигунів при постійному значенні загального кроку  $n_{\text{НГ}} = 95 \pm 2\%$  автоматично підтримуються постійними до певної висоти, а при подальшому наборі висоти вона буде зменшуватися. В цьому випадку необхідно поступовим зменшенням загального кроку не допускати зменшення  $n_{\text{НГ}} < 92\%$ .

Набір висоти по похилій траєкторії є основним видом набору. Вертикальна швидкість при цьому в 1,5-2 рази більше, ніж при вертикальному наборі висоти.

Кут підйому буде постійним, якщо складова сили тяжіння  $G_{ya}$  яка спрямована перпендикулярно до траєкторії руху, буде врівноважена підйомною силою  $Y_{aHG}$ , спрямованої перпендикулярно до набігаючого потоку повітря (складової тяги несучого гвинта).

Сталість поступальної швидкості буде досягнуто, якщо сума сил шкідливого опору  $X_{a\phi}$  і складовою сили тяжіння  $G_{ya}$ , спрямованої паралельно траєкторії руху, буде врівноважена складової сили тяги несучого гвинта  $X_{aHG}$ , спрямованої паралельно набігаючого потоку.

Умовою збереження заданого курсу польоту буде дорівнює реактивного моменту несучого гвинта  $M_{pHG}$  моменту від тяги рульового гвинта  $T_{pL} \cdot l_{pL}$ . Виконання всіх цих умов забезпечується певним відхиленням важелів управління.

На рис.2 представлені залежності вертикальної швидкості набору і часу набору для нормальної і максимальної злітної маси вертольота.

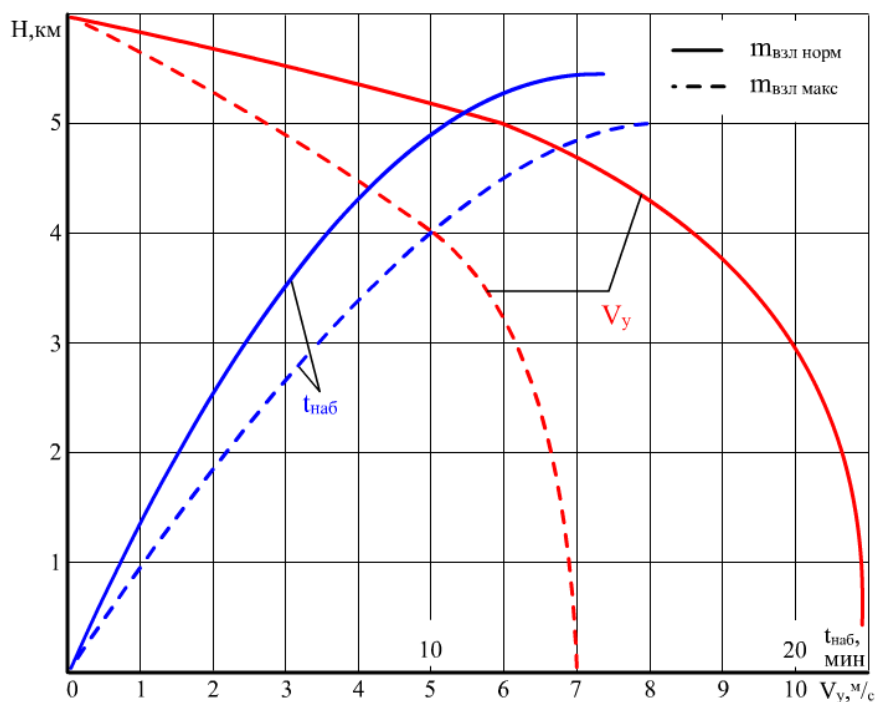


Рисунок 2. Залежність вертикальної швидкості набору і часу набору для максимальної і нормальної злітної маси

Набір висоти як по похилій, так і по вертикальній траєкторії можливий тільки при наявності надлишку потужності. Чим більше цей надлишок, тим з більшою вертикальною швидкістю можна виконувати набір висоти.

Відомо, що максимальному надлишку потужності відповідає еко-кая швидкість польоту. Ця швидкість практично є найвигіднішою скоро-стю

набору висоти, тому що вона забезпечує підйом з максимальною вертикальною швидкістю.

При наборі висоти по похилій траєкторії вертикальна швидкість підйому визначається за формулою:

$$V_y = \frac{75\Delta N}{G}$$

З формули видно, що зі збільшенням злітної маси вертикальна швидкість підйому зменшується, а з ростом надлишку потужності збільшується.

Таблиця. Діапазони швидкостей набору висоти в залежності від польотної маси і висоти

Висота, м.	При злітній масі, кг			
	13000		11100	
	V <sub>макс</sub>	V <sub>мін</sub>	V <sub>макс</sub>	V <sub>мін</sub>
до 1000	230	60	250	60
2000	180	60	210	60
3000	155	60	175	60
4000	120	80	150	75

*Примітка:* У навчальних цілях набір висоти рекомендується проводити на швидкості 140-150 км/год з вертикальною швидкістю 2-3 м/с.

Задана поступальна швидкість при наборі висоти зберігаються відхиленням РЦШ в поздовжньому напрямку. При меншому значенні швидкості необхідно плавним відхиленням ручки управління від себе дещо зменшити кут тангажу вертольота. Якщо швидкість більше заданої, кут тангажу слід збільшити. Витримування заданої швидкості набору висоти полегшується при збереженні постійного положення деталей скління кабіни щодо лінії природного горизонту і при періодичному контролі режиму польоту але авіагоризонт, варіометр і вказівником швидкості. Однак кут тангажу, а значить, і положення деталей скління кабіни щодо лінії горизонту в більшій мірі залежать від центрування вертольота, тому пілоту необхідно в кожному конкретному випадку після установки заданого режиму польоту запам'ятати положення лінії горизонту щодо скління кабіни і зберігати його під час набору висоти.

Напрямок польоту витримується за вказівником УГР-4УК. При гарній видимості природного горизонту для полегшення витримки напрямку можна намічати попереду орієнтир. Після досягнення заданої висоти вертолiт переводиться в режим горизонтального польоту.

На характеристики підйому впливають різні чинники. Для виконання усталеного підйому по похилій траєкторії необхідно, щоб потрібна потужність дорівнювала наявної потужності ( $N_{номр} = N_p$ ). З підняттям на висоту наявна потужність ( $N_p$ ) до розрахункової висоти залишається постійною, а потім зменшується. Потрібна потужність ( $N_{номр}$ ) з підняттям на висоту збільшується, тому надлишок мощності  $\Delta N$  зменшується, зменшується і вертикальна

швидкість підйому  $V_y$ . На деякій висоті польоту максимальна наявна потужність буде дорівнювати потрібній ( $N_{\text{нотр}} = N_p$ ), а надлишок потужності  $\Delta N$  стане дорівнювати нулю навіть на розрахунковому режимі роботи двигунів.

Висота, на яку вертоліт може піднятися на економічній швидкості горизонтального польоту, називається **теоретичною динамічною стелею вертольота**  $H_{\text{теордин}}$ . На практиці цієї висоти досягти неможливо. Раніше, ніж вертоліт досягне цієї висоти, на несучому гвинті може початися зрив потоку через досягнення критичного кута атаки перетинами лопатей, так як зі зменшенням щільності повітря для підтримки величини аеродинамічної сили несучого гвинта необхідно збільшувати індуктивну швидкість шляхом збільшення кута установки несучого гвинта. Тому практично досягнути максимальну висоту польоту, при якій зберігається достатня керованість вертольота, називають практичним стелею вертольота  $H_{\text{практ}}$ . Практична стеля менше теоретичної на 15-20%. Для вертольота Мі-8МТВ практична стеля для нормальної польотної ваги 11100 кгс дорівнює 6000 м, а для максимальної ваги 13000 кгс - 4800 м.

## 2. Балансування, стійкість та керованість, особливості техніки виконання набору висоти

Так як потужність, що потрібна для підйому по похилій траєкторії, повинна бути більше, ніж в горизонтальному польоті на тій же швидкості, то загальний крок несучого гвинта буде більше, отже, і вище буде режим роботи двигунів. При цьому збільшуються реактивний момент несучого гвинта і потрібна тяга рульового гвинта. Тому, при польоті по похилій траєкторії ручка управління відхилена вперед і вправо по відношенню до її положенню в горизонтальному польоті на одній і тій же швидкості, права педаль також відхилена більше. При виконанні набору висоти без ковзання вертоліт Мі-8МТВ балансується з невеликим правим креном (на швидкості 120 км/год кут крену  $1^{\circ}20'$ ). При виконанні польоту без крену вертоліт балансується з невеликим лівим кутом ковзання (на швидкості 120 км/год кут ковзання -  $5^{\circ}$ ).

Кут тангажу при наборі висоти залежить від швидкості набору, центрування і режиму роботи двигунів: чим більше швидкість по траєкторії, більш передне центрування і менше режим роботи двигунів, тим менше кут тангажу і, навпаки. У режимі набору висоти на швидкості 120 км/год по приладу на номінальному режимі роботи двигунів і на центрівці, близькою до гранично-задньої, кут тангажу становить  $5,5^{\circ}$ . Набір висоти зазвичай виконується на номінальному режимі роботи двигунів і на найвигіднішій швидкості набору висоти 120 км/год по приладу, яка не змінюється від висоти польоту, ваги вертольота, режиму роботи двигунів. При наборі висоти з включеним автопілотом важелі управління можуть займати будь-яке положення в залежності від того, при якому їх положенні були зняти зусилля кнопкою автотріммера.

Статична стійкість вертольота при наборі висоти в поздовжньо-поперечному відношенні проявляється недостатньо. Шляхова статична стійкість оцінюється як добра.

Динамічно вертоліт Мі-8МТВ без автопілота в наборі висоти нестійкий, пілотові доводиться весь час впливати на органи управління, зберігаючи заданий режим польоту. При включенні каналів «Крен» і «Тангаж» вертольоту надається динамічна стійкість.

Керованість в наборі висоти характеризується тими ж параметрами, що на режимі висіння і в горизонтальному польоті. При переході з режиму набору висоти до горизонтального польоту, як і при будь-якому іншому перехідному режимі, необхідно діяти всіма важелями управління для управління вертольотом і балансування його на новому режимі. При включеному автопілоті управління і балансування спрощуються. Дії важелями повинні бути такі: не змінюючи режиму роботи двигуна, ручкою управління встановити потрібну швидкість для горизонтального польоту, а потім важелем КРОК-ГАЗ підібрати для цієї швидкості необхідний режим роботи двигунів, не змінюючи положення рукоятки коректора газу.

#### Техніка виконання режиму набору:

Набір висоти по похилій траєкторії виконується з включеними каналами крену, тангажу і напрямки. Корекція газу права. Швидкість набору до висоти **100-200 м - 60-70 км/год** на зльотному режимі роботи двигунів, при цьому забезпечується максимальний кут набору при нормальній керованості. Для зниження шуму на місцевості набір висоти виробляється на злітному режимі роботи двигунів при швидкості по приладу **60-70 км/год** до висоти **300 м**. При необхідності набір зазначеної висоти після зльоту дозволяється виконувати на більшій швидкості зі зменшенням режиму роботи двигунів.

Набравши задану висоту, перевести вертоліт на сталий режим горизонтального польоту відповідно до завдання на політ.

Найвигоднейшая швидкість набору висоти від землі до практичної стелі становить **120 км/год** по приладу. Режим роботи двигунів, як правило, номінальний. При необхідності можна використовувати і злітну потужність двигунів, але не більше **6 хв**. Можна проводити набір висоти і на режимі роботи двигунів нижче номінального, якщо вертоліт не завантажено.

З підйомом на висоту, якщо використовується злітний режим роботи двигунів, частота обертання турбокомпресора може збільшуватися до **101%** і в подальшому обмежується регулятором максимальних оборотів. Якщо частота обертання буде понад **101%**, то важелем КРОК-ГАЗ зменшити потужність двигунів до частоти обертання **101%**.

При зміні температури зовнішнього повітря по висоті не за стандартною атмосферою максимально допустима частота обертання номінального режиму в польоті на висоті **0-4000 м** визначається за графіком 4 КЛЕ в залежності від температури зовнішнього повітря на даній висоті, а максимально допустима



частота обертання крейсерського режиму при аналогічних умовах - за величиною нижче номінальної на **1,5%** .

Режим роботи двигунів визначається по двигуну, що має більшу частоту обертання.

При наборі висоти в залежності від атмосферних умов може з'явитися різниця в частоті обертання турбокомпресорів лівого і правого двигунів. Це пояснюється законом регулювання частоти обертання двигунів і вступом в роботу обмежувачів ступеня підвищення тиску в компресорі і температури газів перед турбіною. При цьому різниця в частоті обертання турбокомпресорів двигунів без спрацьовування обмежувачів не повинна перевищувати **2%**, без спрацьовування обмежувача ступеня підвищення тиску в турбокомпресорі - **4%**, при спрацьовуванні обмежувача температури газів - **3%**. У разі необхідності зменшити режим роботи двигунів зменшенням загального кроку до отримання дозволеної різниці в частоті обертання. Задана поступальна швидкість в наборі висоти зберігається відхиленням ручки управління в поздовжньому напрямку. При меншому значенні швидкості необхідно плавним відхиленням ручки управління «від себе» зменшити кут тангажу вертольота. Якщо швидкість більше заданої, кут тангажу слід збільшити.

### Характерні помилки

**1. Не витримування заданих поступальної і вертикальної швидкостей польоту** при наборі висоти. Причиною цих помилок може бути невідповідність потужності двигунів режиму польоту.

**2. Невидержіваніє заданого напрямку польоту.** Помилка є наслідком недостатнього контролю льотчиком за збереженням прямолінійності польоту по УГР-4УК або наміченим для цього орієнтиру на горизонті. Відхилення від заданого напрямку можуть виникати, коли вертоліт не збалансований в поперечному і шляховому відношенні, при польоті з креном (або ковзанням), а також при некоординованій роботі важелем КРОК-ГАЗ і педалями в момент переведення вертольота з одного режиму в інший.

### **3. Зниження з поступальною швидкістю (моторне шиккування)**

Шиккування з працюючими двигунами є основним видом зниження вертольота, так як воно дозволяє використовувати потужність двигунів для витримування вертикальної швидкості зниження.

Схема сил і моментів, що діють на вертоліт при зниженні по похилій траєкторії показана на рис.3

При шикуванні з працюючими двигунами підйомна сила врівноважує тільки частину маси вертольота ( $G_{Ya}$ ), а інша частина ( $G_{Xa}$ ) є силою, яка переміщує вертоліт по траєкторії. Тому, потрібна тяга на шикуванні менше, ніж в ГП. З цього випливає, що для переключення вертольота з режиму ГП на шиккування необхідно зменшити складову тяги несучого гвинта ( $Y_{aHG}$ )  $Y_a$  шляхом зменшення загального кроку. Від значення загального кроку при

постійній поступальній швидкості буде залежати величина вертикальної швидкості сніження  $V_y$ .

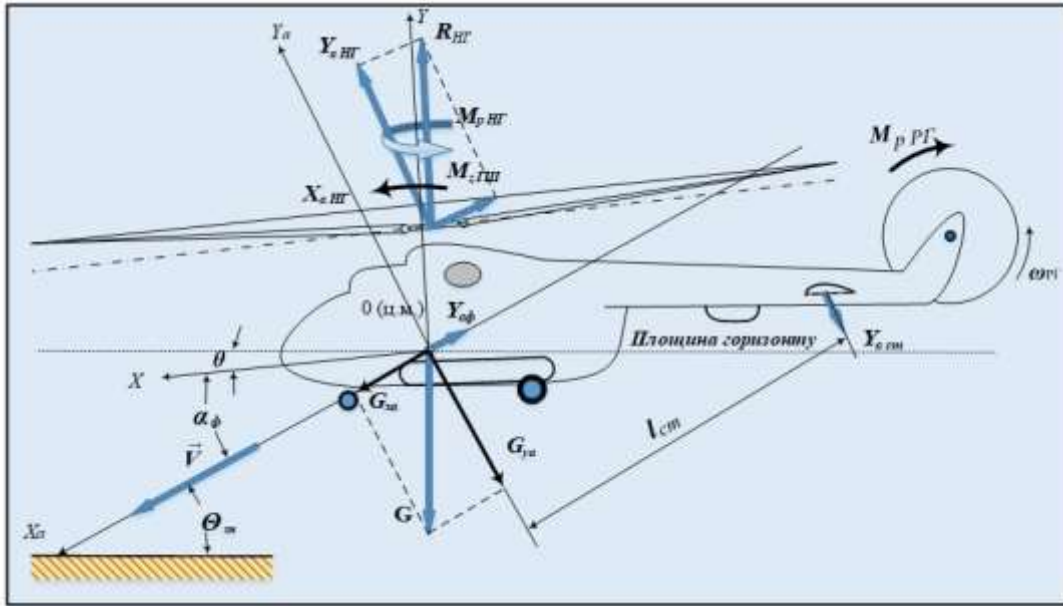


Рисунок 3. Схема сил, що діють на вертоліт при зниженні по похилій траєкторії

У сталому режимі шиккування повинні витримуватися: постійний кут шиккування, поступальна швидкість і курс польоту, тобто, умови рівноваги виглядають так:

$$V = \text{const} \rightarrow \sum F_{Xa} = G_{Xa} - X_{aHG} - X_{a\Phi} = 0 \text{ - умова сталості швидкості;}$$

$$\Theta_{наб} = \text{const} \rightarrow \sum F_{Ya} = Y_{aHG} - G_{Ya} - Y_{aCT} = 0 \text{ - умова сталості кута шиккування;}$$

$$\vartheta = \text{const} \rightarrow \sum M_{Za} = 0 \text{ - умова сталості кута тангажу;}$$

$$\sum M_{Ya} = M_{pHG} - T_{pG} \cdot l_{pG} = 0 \text{ - умова сталості напрямку польоту}$$

Для збереження постійного кута шиккування необхідно, щоб підйомна сила ( $Y_{aHG}$ ) врівноважувала складову сили тяжіння вертольота ( $G_{Ya}$ ), спрямовану перпендикулярно до траєкторії зниження. Під підйомною силою розуміється складова тяги несучого гвинта, спрямована перпендикулярно до набігаючого потоку повітря.

Умовою сталості поступальної швидкості буде равенство складової сили тяжіння вертольота ( $G_{Xa}$ ), яка спрямована паралельно траєкторії зниження, сумі сил шкідливого опору вертольота і складовою сили тяги несучого гвинта, які спрямовані паралельно набігаючого потоку ( $X_{aHG} + X_{a\Phi}$ ). При цьому слід мати на увазі, що на швидкостях планування понад **60-70** км/год складова повної аеродинамічної сили НГ ( $X_{aHG}$ ) спрямована вперед. В цьому випадку для збереження поступальної швидкості сума сил ( $G_{Xa}$ ) і ( $X_{aHG}$ ) повинна

дорівнювати силі  $(X_{a\phi})$ . Тобто в цьому випадку умова сталості швидкості буде мати вигляд:

$$V = \text{const} \rightarrow \sum F_{\text{ха}} = G_{\text{ха}} + X_{a\text{нг}} - X_{a\phi} = 0$$

Як і на інших режимах, рівність реактивного моменту несучого гвинта  $(M_{p\text{нг}})$  моменту від тяги рульового гвинта  $(T_{p\text{г}} \cdot l_{p\text{г}})$  буде умовою збереження курсу польоту.

Рекомендована  $V_y$  на шикунанні **2-3** м/с.

При переході з режиму ГП на шикунання з працюючими двигунами слід зменшити загальний крок і за допомогою РУ встановити задану швидкість шикунання. Необхідно враховувати, що зі зменшенням загального кроку зменшується  $M_{p\text{нг}}$ . Тому, разом з відхиленням важеля КРОК-ГАЗ для запобігання розвороту вертольота вправо потрібно на невелику величину відхилити ліву педаль. Це викличе уменшення  $T_{p\text{г}}$ , і у вертольота з'явиться тенденція до накресленню вправо. Тому одночасно з відхиленням лівої педалі необхідно відхилити РУ вліво.

Задану швидкість польоту і вертикальну швидкість зниження можна уточнювати плавним відхиленням РУ і важеля КРОК-ГАЗ. Спочатку, при постійному значенні загального кроку відхиленнями РУ в поздовжньому напрямку встановлюється задана поступальна швидкість. Якщо вертикальна швидкість зниження менше або більше заданої, рекомендується відповідно зменшити або збільшити загальний крок.

У навчальних цілях при заході на посадку шикунання виконується на швидкості **140 - 150** км/год з вертикальною швидкістю зниження **2-3** м/с.

Політ на висотах більше **50** м виконується, як правило, з включеними каналами **крену, тангажу і курсу**. В цьому випадку для переходу на зниження необхідно в залежності від висоти польоту і польотного ваги рухом ручки циклічного кроку від себе встановити швидкість польоту по траєкторії, потім рухом важеля КРОК-ГАЗ вниз забезпечити вертикальну швидкість **3-5** м/с. Балансування вертольота при працюючому автопілоті не вимагає втручання з боку пілота, тобто вертолёт перекладається на режим зниження і назад в режим горизонтального польоту тільки рухом важеля загального кроку.

Задану швидкість польоту і вертикальну швидкість зниження можна уточняти плавними відхиленнями ручки управління і важеля КРОК-ГАЗ. Спочатку при постійному значенні загального кроку несучого гвинта відхиленнями ручки управління в поздовжньому напрямку встановлюється задана поступальна швидкість. Якщо вертикальна швидкість виявиться менше або більше заданої, рекомендується відповідно зменшити або збільшити загальний крок несучого гвинта.

Сталий режим шикунання, особливо при тривалому зниженні, легше витримувати по положенню деталей скління кабіни щодо лінії природного горизонту.

Зі зміною центрування вертольота, а також при зміні поступальної швидкості положення деталей скління кабіни щодо лінії горизонту буде

змінюватися. Тому, в кожному окремому випадку після перекладу вертольота на шиккування і встановлення заданого режиму рекомендується запам'ятати фактичний стан деталей скління кабіни щодо лінії природного горизонту і витримувати його відповідними відхиленнями важелів управління, періодично контролюючи збереження заданого режиму по авіагоризонту, вказівнику швидкості і варіометру.

### Характерні помилки

1. Невитримування заданих параметрів польоту: поступальної швидкості польоту, висоти в горизонтальному польоті і вертикальної швидкості на шикванні. Причиною цих помилок може бути невідповідність потужності двигунів режиму польоту.

2. Невитримування заданого напрямку польоту: помилка є наслідком недостатнього контролю льотчиком за збереженням прямолінійності польоту по УГР-4УК або наміченим для цього орієнтиру на горизонті. Відхилення від заданого напрямку можуть виникати, коли вертоліт не збалансований в поперечному і дорожньому відношенні, при польоті з креном (ковзанням), а також при некоординованою роботі важелем КРОК-ГАЗ і педалями в момент переведення вертольота з одного режиму в інший.