

**МІНІСТЕРСТВО ВНУТРІШНІХ СПРАВ УКРАЇНИ
ХАРКІВСЬКИЙ НАЦІОНАЛЬНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
ВНУТРІШНІХ СПРАВ
КРЕМЕНЧУЦЬКИЙ ЛЬОТНИЙ КОЛЕДЖ
Циклова комісія аеронавігації**

ТЕКСТ ЛЕКЦІЇ

навчальної дисципліни «ПРИНЦИПИ ПОЛЬОТУ МІ-8 МТВ»,
обов'язковий компонент
освітньо-професійної програми першого (бакалаврського) рівня вищої освіти
272 Авіаційний транспорт (Аеронавігація)

За темою № 2.3—Набір висоти та зниження з потупальною швидкістю

м. Харків, 2021

СХВАЛЕНО

Науково-методичною радою
Харківського національного
університету внутрішніх справ
Протокол від 23.09.2021 № 8

СХВАЛЕНО

Методичною радою
Кременчуцького льотного коледжу
Харківського національного
університету внутрішніх справ
Протокол від 22.09.2021 № 2

СХВАЛЕНО

Секцією Науково-методичної
ради ХНУВС зі спеціальних
дисциплін
Протокол від 22.09.2021 № 8

Розглянуто на засіданні циклової комісії аеронавігації
Протокол від 30.08.2021 № 1

Розробник: викладач циклової комісії аеронавігації, спеціаліст вищої категорії, викладач-методист Яцина Є.В.

Рецензенти:

1. Викладач циклової комісії аеронавігації, кандидат технічних наук, старший науковий співробітник, викладач-методист Тягній В.Г.
2. Професор кафедри аеронавігаційних систем навчально-наукового інституту Аеронавігації, електроніки та телекомунікації Національного авіаційного університету, доктор технічних наук, доцент Шмельова Т.Ф.

План лекції:

1. Схема сил в режимі набору висоти.
2. Балансування, рівновага та керування, Особливості набору висоти.
3. Характерні помилки.
4. Планування з поступальний швидкістю.
5. Характерні помилки.

література:

1. Ромасевич В.Ф., Аеродинаміка і динаміка польотів вертольотів, М., Воениздат, 1982.
2. Зозуля В.Б., Іванов Ю.П., Практична аеродинаміка вертольота Мі-8, М., Машинобудування, 1977.
3. Яцунович М.С., Практична аеродинаміка вертольота Мі-8, М., Машинобудування, 1973.
4. Крилов А.А., Методика виконання польоту на вертольоті Мі-8, М., Повітряний транспорт, 1980.
5. Ромасевич В.Ф., Самойлов Г.А., Практична аеродинаміка польотів, Воениздат, М., 1980.
6. Керівництво з льотної експлуатації вертольота Мі-8-МТВ, М., 1994.

НАБІР ВИСОТИ І ЗНИЖЕННЯ З поступальної швидкості

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 6хвилин), а також на режимі нижче номінальної. Набір висоти рекомендується виконувати на найвигіднішій швидкості набору ($V_{ек}$) Схема сил і моментів, що діють на вертоліт при наборі висоти по похилій траєкторії показана на малюнку.

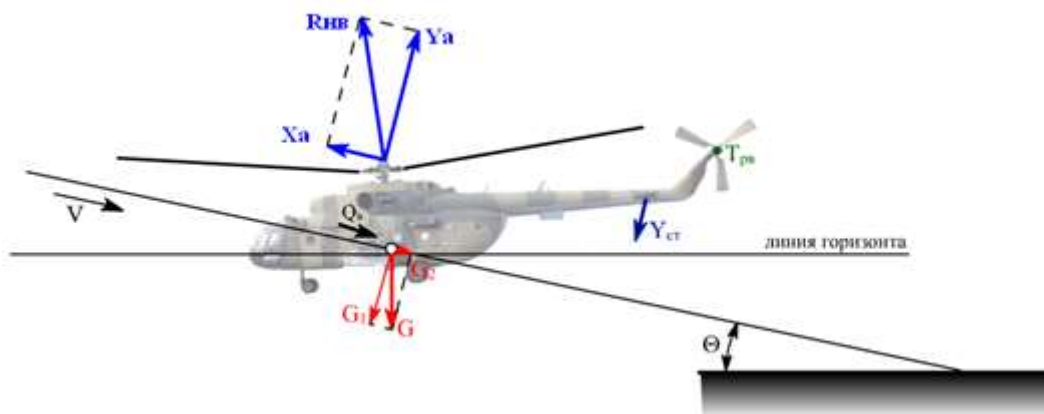


Рис. Схема сил, що діють на вертоліт в режимі набору висоти.

При наборі висоти на злітному режимі роботи двигунів $n_{нв} = 92-94\%$ підтримувати постійної автоматично. При наборі висоти на номінальному або

крейсерському режимі роботи двигунів при постійному значенні загального кроку $n_{не} = 95 \pm 2\%$ автоматично підтримується постійної до певної висоти, а при подальшому наборі висоти вона буде зменшуватися. В цьому випадку необхідно поступовим зменшенням загального кроку не допускати зменшення $n_{не}$ нижче 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_1 спрямована перпендикулярно до траєкторії руху, буде врівноважена підйомною силою Y_a - складової тяги несучого гвинта, спрямованої перпендикулярно до набігаючого потоку повітря.

Сталість поступальної швидкості буде досягнуто, ессума сил шкідливого опору $X_{вр}$ і складовою сили тяжіння G_2 , спрямованої паралельно траєкторії руху, буде врівноважена складової X_a сили тяги несучого гвинта, спрямованої паралельно набігаючого потоку.

Умовою збереження заданого курсу польоту буде дорівнюєство реактивного моменту несучого гвинта M_p моменту від тяги рульового гвинта $T_{рв}$. Виконання всіх цих умов забезпечується відхиленням важелів управління.

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

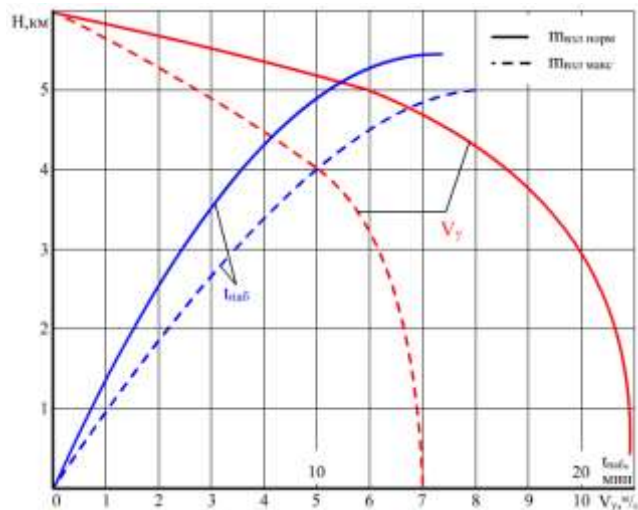


Рис. Залежність вертикальної швидкості набору і часу набору для максимальної і нормальної злітної маси

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:

$$V_y = \frac{75\Delta N_{\text{под.верт.}}}{G}$$

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

Таблиця.

Висота, м.	При злітній масі, кг			
	13000		11100	
	V _{макс}	V _{мін}	V _{макс}	V _{мін}
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 зіщо зберігаються відхиленням ручки управління 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 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 ви-конання усталеного підйому по похилій траєкторії необхідно, щоб потрібна потужність $N_{п.била}$ дорівнює розташовується $N_{р.}$ З підняттям на висоту розташовується $N_{п.}$ до розрахункової висоти залишається постійною, а потім зменшується. Потрібна $N_{п.}$ з підняттям на висоту збільшується, тому надлишок $N_{п.}$ зменшується, зменшується і вертикальна швидкість V_y . На деякій висоті польоту розташовується потужність

матиме потрібної $N_p = N_{п.}$, А надлишок потужності ΔN стане дорівнює нулю навіть на розрахунковому режимі роботи двигунів.

Висота, на яку вертоліт може піднятися на економічній швидкості горизонтального польоту, називається теоретичним динамічним стелею вертольота $H_{теор.дін.}$. На практиці цієї висоти досягти неможливо. Раніше, ніж вертоліт досягне цієї висоти, на що несе 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 $H_{прак.}$. Практичеській стелю менше теоретичного на 15-20%. Для вертольота Мі-8МТВ-1 практична стеля для нормального польотної ваги 11100 кгс дорівнює 6000 м, Для максимального ваги 13000 кгс - 4800 м.

Задана поступальна швидкість при наборі висоти зберігається отклоненням РУ в поздовжньому напрямку. Після досягнення заданої висоти вертоліт переводиться в режим горизонтального польоту.

БАЛАНСУВАННЯ, СТАБІЛЬНІСТЬ ТА КЕРОВАНІСТЬ, ОСОБЛИВОСТІ ТЕХНІКИ ВИКОНАННЯ НАБОРУ ВИСОТИ

Так як потужність, потрібна для підйому по похилій траєкторії, повинна бути більше, ніж в горизонтальному польоті на тій же швидкості, то загальний крок несучого гвинта більше, отже, і вище режим роботи двигунів. При цьому більше реактивний момент несучого гвинта і потрібна велика 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-1 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°).

Кут тангажу при наборі висоти залежить від швидкості набору, центрування і режиму роботи двигунів: чим більше швидкість по траєкторії, більш передня центрування і менше режим роботи двигунів, тим менше кут тангажу і НАО-борот. 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 якій їх положенні були зняті зусилля кнопкою автотріммера.

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

Динамічно вертоліт Мі-8МТВ без автопілота в наборі висоти нестійкий, пілотів доводиться весь час впливати на органи управління, зберігаючи заданий режим польоту. При включенні каналів «Крен» і «Тангажу» 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 наступна.

Набір висоти по похилій траєкторії виконується з включеними каналами крену, тангажу і напрямки. Корекція газу права. Швидкість набору до висоти 100200 м - 60-70 км / год на злітному 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 6070 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 відповідно до завдання на політ.

Найвигоднейшая швидкість набору висоти від землі до практичної стелі становить 120 км / ЧПО 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 обертів. 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 атмосфері максимально допустима частота обертання номінального режиму в польоті на висоті 0-4000 м визначається за графіком 4 Керівництва з льотної експлуатації в залежності від температури зовнішнього повітря на даній висоті, а максимально допустима частота обертання крейсерського режиму при аналогічних умовах - за величиною нижче 1,5% номінальної.

Режим роботи двигунів визначається по двигуну, що має велику частоту рощення.

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 Трубіної. 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 дещо зменшити кут тангажу вертольота. Якщо швидкість більше заданої, кут тангажу слід збільшити.

Характерні ПОМИЛКИ

1. **Чи не витримування заданих поступальної швидкості польоту** вертикальної швидкості при наборі висоти. Причиною цих помилок може бути невідповідність потужності двигунів режиму польоту.
2. **Невидержівання 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.

ЗНИЖЕННЯ З поступальної швидкості (ПЛАНУВАННЯ)

Планування з працюючими двигунами є основним видом зниження вертольота. Воно дозволяє використовувати потужність двигунів для витримування вертикальну швидкість зниження.

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



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

При плануванні з працюючими двигунами підйомна сила врівноважує тільки частина маси вертольота, а інша частина є силою, яка переміщує вертолёт по траєкторії. Тому потрібна тяга на плануванні менше, ніж в ДП. З цього випливає, що для перекладу вертольота з режиму ДП на планування необхідно зменшити складову тяги несучого гвинта Y_a шляхом зменшення загального кроку. Від значення загального кроку при постійній поступальній швидкості буде залежати величина вертикальної швидкості зниження V_y .

У сталому режимі планування повинні витримуватися постійного-ний кут планування, поступальна швидкість і курс польоту. Для збереження постійного кута планування необхідно, щоб підйомна сила Y_a урівноважила складову сили тяжіння вертольота G_1 , спрямовану перпендикулярно до траєкторії зниження. Під підйомною силою розуміється складова тяги несучого гвинта, спрямована перпендикулярно до набігаючого потоку повітря.

Умовою сталості поступальної швидкості буде рівенство складової сили тяжіння вертольота G_2 , спрямованої паралельно траєкторії знижуючи-ня, сумі сил шкідливого опору вертольота $X_{вр}$ і складовою $X_{асілі}$ тяги несучого гвинта, спрямованої паралельно набігаючого потоку. При цьому слід мати на увазі, що на швидкостях планування понад 60 - 70 км / год складаюча X_a спрямована вперед. В цьому випадку для збереження поступальної швидкості сума сил G_2 і $X_{адоп}$ дорівнювати силі $X_{вр}$.

Як і на інших режимах, рівність реактивного моменту несучого гвинта $M_{рнв}$ моменту від тяги рульового гвинта $T_{рлрв}$ буде умовою збереження курсу польоту.

На рис. видно, що на плануванні з працюючими двигунами підйомна сила врівноважує тільки частина маси вертольота (G_1), а інша частина (G_2) є силою, яка переміщує вертолёт по траєкторії. Тому потрібна тяга на плануванні менше, ніж в режимі горизонтального польоту. З цього випливає, що для перекладу вертольота з режиму горизонтального польоту на планування необхідно зменшити тягу несучого гвинта шляхом зменшення його загального кроку. Від значення загального кроку несучого гвинта при постійній поступальній швидкості буде залежати величина вертикальну швидкість зниження.

Рекомендована V_y на плануванні 2-3 м / с.

При переході з режиму ДП на планування з працюючими двигунами слід зменшити загальний крок і РУ встановити задану швидкість планування.

Необхідно враховувати, що зі зменшенням загального кроку зменшується $M_{рнв}$. Тому разом з відхиленням важеля КРОК-ГАЗ для запобігання розвороту вертольота вправо потрібно на невелику величину відхилити ліву педаль. Це викличе уменшення $T_{рв}$, і у вертольота з'явиться тенденція до нахилу 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.

Для переходу з режиму планування до режиму ДП треба збільшувати загальний крок до необхідного значення, утримуючи вертоліт відхиленням правої педалі від розвороту вліво, а відхиленням РУ встановити задану швидкість.

У навчальних цілях при заході на посадку планування виконується на швидкості $140 - 150 \text{ км/Ч}$ з вертикальною швидкістю зниження $2 - 3 \text{ м/с}$.

При переході з режиму горизонтального польоту на планування з працюючими двигунами слід зменшити загальний крок несучого гвинта і ручкою управління встановити задану швидкість планування. 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 $3-5 \text{ м/с}$. Балансування вертольота при працюючому автопілоті не вимагає втручання з боку пілота, тобто вертоліт перекладається на зниження і назад в режим горизонтального польоту тільки рухом важеля загального кроку.

Необхідно враховувати, що зі зменшенням загального кроку зменшується реактивний момент несучого гвинта. Тому разом з відхиленням важеля крок-ГАЗ вниз для запобігання розвороту вертольота вправо потрібно на невелику величину відхилити ліву педаль. Це викличе зменшення тяги рульового гвинта, і у вертольота з'явиться тенденція до нахилу вправо (надлишкова величина бічної сили несучого гвинта і момент від розносу горизонтальних шарнірів Мхгш- причина крен вправо). Тому одночасно з відхиленням лівої педалі необхідно відхилити ручку управління вліво.

Задану швидкість польоту і вертикальну швидкість зниження можна уточнювати 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 планування, 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 переключення вертольота на планування 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 за авіагоризонт, вказівником швидкості і варіометр.

Для переходу з режиму планування до режиму горизонтального польоту треба збільшити загальний крок несучого гвинта до необхідного значення, утримуючи при цьому вертоліт відхиленням правої педалі від розвороту вліво, а відхиленням ручки управління встановити задану швидкість.

Характерні ПОМИЛКИ

1.Невидержіваніє заданих поступальної швидкості польоту, висоти в горизонтальному польоті і вертикальної швидкості при наборі висоти і на плануванні. 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 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.