

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

## **ТЕКСТ ЛЕКЦІЇ**

з навчальної дисципліни «ПРИНЦИПИ ПОЛЬОТУ Мі-2»  
обов'язкових компонент  
освітньої програми першого (бакалавр) рівня вищої освіти  
*272 Авіаційний транспорт (Аеронавігація)*

### **Розділ 4: «Складні та аварійні ситуації»**

за темами: 4.1 Флатер, земний резонанс, режим вихрового кільця

4.2 Перевищення максимально-допустимої швидкості, переобваження

НГ

4.3 Відмови одного і двох двигунів, відмова шляхового управління

**ЗАТВЕРДЖЕНО**

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

**ПОГОДЖЕНО**

Секцією Науково-методичної ради  
ХНУВС з технічних дисциплін  
Протокол від 22.09.2021 № 8

Розглянуто на засіданні циклової комісії аеронавігації  
протокол від 30.08.2021 №1

**Розробник:**

1. Викладач циклової комісії аеронавігації Ємець В.В.

**Рецензенти:**

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

## **Розділ 4. Складні та аварійні ситуації**

### **Лекція 4.1 «Флатер, земний резонанс, режим вихрового кільця»**

План лекції:

1. Флатер
2. «Земний резонанс»
3. Режим «вихрового кільця»

#### **Література:**

Основна

Допоміжна

1. Володко А.М. Вертолiт в ускладнених умовах експлуатацiї. КДУ, М., 2007.
2. Ромасевич В.Ф., Самойлов Г.А. Аеродинамiка i динамiка польоту вертольоту. М.,Военвiдат МО СССР, 1982.
3. Зозуля В.Б., Лалетин К.Н., Гученко Н.И. Практична аеродинамiка вертольоту Ми-2. М., Повiтряний транспорт, 1984
- 4.А.М. Володко и др. Вертольоти. М.Военвiдат. 1992.
5. Алаян и др. Аеродинамiка i динамiка польоту вертольоту. М.,Военвiдат МО СРСР, 1973
6. Володко А.М. Безпека польоту вертольотiв. М. Транспорт. 1981.
7. Базов Д.Н. Аеродинамiка вертольотiв.М,"Транспорт,1972

Інформацiйні ресурси в Інтернеті

- 8.<http://www.pegas-center.ru/assets/files/Documents/RLE/Практическая%20аэродинамика%20вертолета%20Ми-2.pdf>
9. <http://www.svvaul.ru/nashi-resursy/knigi-onlajn/aerodinamika/538-prakticheskaya-aerodinamika>
10. <http://www.svvaul.ru/component/phocadownload/category/2-uchebnye-posobiya> (Ромасевич В.Ф. Аэродинамика и динамика полета вертолетов. – 1982. pdf)
11. <http://www.svvaul.ru/component/phocadownload/category/2-uchebnye-posobiya> (Практическая аэродинамика Ми-8МТ.-Уч.метод.пособие.pdf)

## Текст лекції

### 1. Флатер

#### 1.1 Фізична сутність флатера

Флатер<sup>1</sup> – це явище, яке означає сполучення самозбуджуючих згинально-крутильних автоколивань лопатей несучого гвинта вертольоту (або крила літака).

Як правило, флатер виникає при досягненні деякої критичної швидкості, яка залежить від характеристик конструкції лопатей вертольоту. Виникнення флатера може весті до резонансу конструкції і її руйнування.

У польоті на лопаті НГ діють аеродинамічні сили, що збуджують коливання, а так само і демфіруючі аеродинамічні і пружні сили.

**Швидкість польоту і частота обертання НГ, при яких збуджуючі сили дорівнюють демфіруючим, називаються критичними по флаттеру.** При польоті вертольота з великою швидкістю і великою частотою обертання НГ збуджуючі сили можуть перевищити демфіруючі і тоді виникає флатер.

#### 1.2 Умови, при яких може виникнути флатер

На виникнення флаттера впливають жорсткість конструкції лопаті на вигин і кручення, місце розташування центру тиску, а головне це розташування центру мас по відношенню до центру жорсткості. Якщо лопать під дією аеродинамічних сил отримає вигин вниз або вгору від початкового положення, то після припинення дії згинальної сили, під дією пружних сил, вона буде прагнути зайняти вихідне положення, але під дією сил інерції вона проходить початкове положення і згинається в протилежну сторону. Якщо дії пружних сил будуть сильніше згинальних, то коливання лопаті будуть загасальними, а якщо сильніше будуть згинальні сили, то коливання можуть стати зростаючими (тобто амплітуда коливань збільшується).

Якщо центр мас лопаті перебувати позаду центру жорсткості (рис.1):

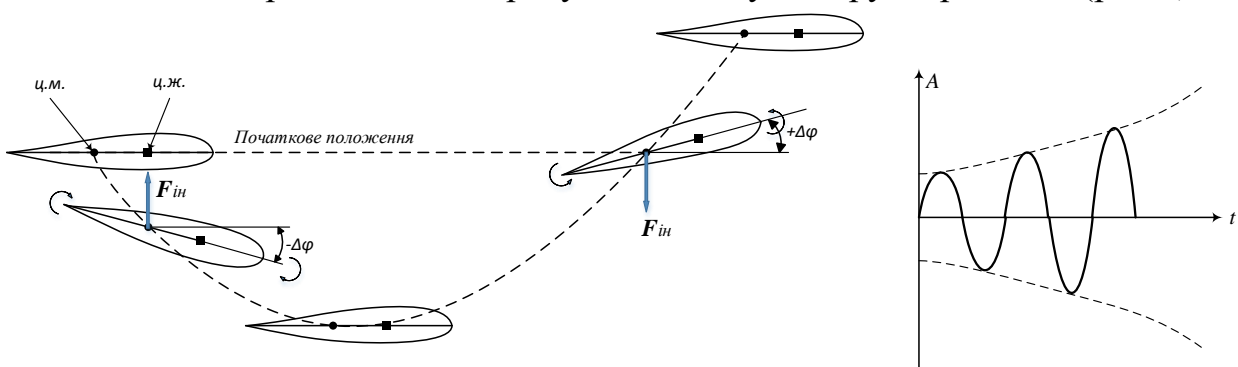


Рисунок 1. Картина виникнення зростаючих коливань

-При вигині лопаті вниз, в центрі мас (ц.м.) виникає сила інерції  $F_{in}$  напрямки в сторону протилежну руху центру мас і лопать закручується навколо центру жорсткості (ц.ж.) на зменшення установочного кута ( $-\Delta\phi$ ), що призводить до зменшення підйомної сили і до ще більшого прагнення руху лопаті вниз;

<sup>1</sup> **Фл́атер** ([англ.](#)) - «дрожание, вибрация» (Вікіпедія)

- при вигині лопаті вгору, з тієї ж причини її установчий кут буде збільшуватися, що призведе до збільшення підйомної сили і ще більшого руху вгору. При цьому амплітуда і частота коливань буде зростати аж до руйнування лопаті.

Якщо центр мас лопаті розташований попереду центру жорсткості (рис.2):

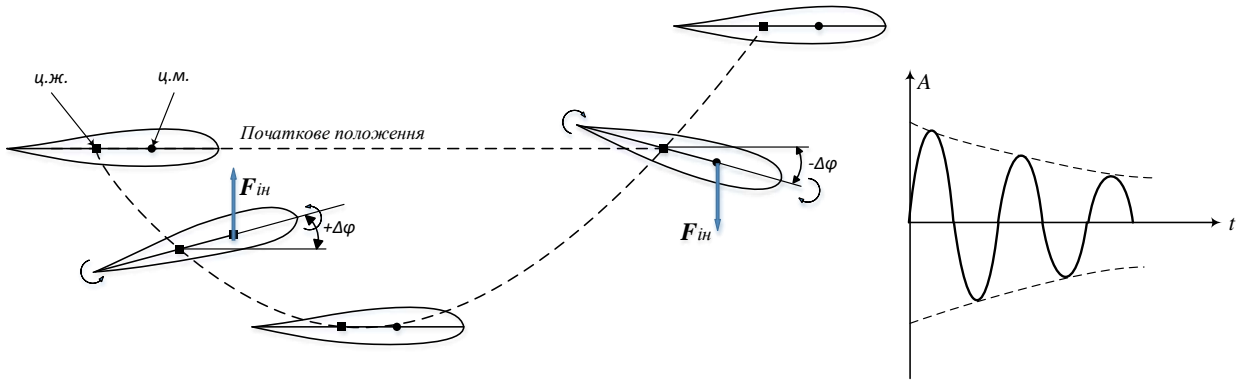


Рисунок 2. Картина загасальних коливань

- при вигині лопаті вниз в центрі мас виникне сила інерції, що направлена вгору і лопать закручується навколо центру жорсткості на збільшення установчого кута, що призведе до збільшення підйомної сили і зменшення амплітуди коливання;  
 - при вигині лопаті вгору, вона закручується на зменшення установчого кута, що призводить до зменшення підйомної сили і зменшення частоти і амплітуди коливань.

### 1.3 Ознаки виникнення флаттера

Флаттер може виникнути в польоті на швидкості близькій до максимальної при великій частоті обертання НГ:

- тряска вертольота з частотою, не кратною частоті при обертанні НВ;
- погіршення керованості;
- порушення «соконусності» лопатей НВ (розмив конуса обертання).

### 1.4 Дії пілота при виникненні флаттера

Дії пілота повинні бути спрямовані на зменшення енергії коливання, тобто на зменшення швидкості потоку повітря, що набігає на лопать:

- за допомогою корекції зменшити частоту обертання НГ до мінімального значення;
- зменшити швидкість польоту на 30-40 км/год.

**попередження:** Якщо спочатку зменшувати швидкість польоту, то при відхиленні конуса обертання НГ тому може статися зіткнення лопаті, що випадає з конуса з хвостовою балкою.

після припинення флаттера продовжити політ до найближчого аеродрому на швидкості менше на 30-40 км/год в порівнянні зі швидкістю, на якій виник флаттер. Якщо флаттер не припинився, виконати посадку на підібраний майданчик.

### 1.5 Заходи щодо запобігання виникненню флаттера

Флаттер в даний час добре вивчений і при конструюванні лопаті він заздалегідь попереджається конструктором. Це досягається поєднанням центру жорсткості з осьовим шарніром, застосуванням профілю симетричного або близького до симетричного (центр тиску майже не переміщується), установкою протифлатерних вагів у носку лопаті. Кожен НГ перевіряється на флатер. Сутність перевірки полягає в тому, що на задню кромку кожної лопаті закріплюють ваги, які зміщують центр мас назад на 2%. Потім запускають двигун (двигуни) і доводять частоту обертання НГ на 1-2% більше, ніж обмежує керівництво з льотної експлуатації даного типу вертольота. Якщо при цих умовах флатер не виникає, то в польоті він не виникне. В умовах експлуатації вертольота флатер може виникнути при наявності льоду на лопаті за рахунок зміщення центру мас назад.

## 2. «Земний резонанс»

### 2.1 Фізична сутність «земного резонансу»

«Земний резонанс» - це збіг частот коливань НГ з частотою власних коливань вертольота, що знаходиться на землі, коли амортизатори частково розтиснені і енергія коливань не може розсіюватися через амортизатори. Ці коливання відносяться до таких, які самозбуджується, вони відбуваються тільки в поперечній площині. З'явився «земний резонанс» внаслідок впровадження в конструкцію НГ вертикальних шарнірів.

У польоті лопать НГ робить коливання навколо вертикальних шарнірів за рахунок сил Коріоліса, а так само за рахунок зміни профільного опору лопаті, в залежності від її азимутального положення. Але ці коливання незначні, тому що при великих обертах НГ створюються великі відцентрові сили, які утримують лопаті під кутом  $120^\circ$  один до одного і центр мас всіх лопатей збігається з центром обертання НГ - коливань немає.

Під час руху вертольота по землі (рулювання, розбіг, пробіг) обороти НГ менше, ніж в польоті, менше відцентрові сили. Коливання вертольота, що виникають через нерівності ґрунту, при цьому лопаті можуть виявитися в різних положеннях щодо вертикальних шарнірів, тобто між лопатями буде кут не  $120^\circ$ , а більше або менше (рис.3). Лінії, що з'єднують центри мас лопатей утворюють нерівносторонній трикутник, центр мас НГ визначається на перетині медіан (ліній, що з'єднують кут трикутника з серединою протилежної сторони).

Загальний центр мас НГ зміщується від осі обертання НГ і буде рухатися по складній замкнутої траєкторії. На втулці НГ з'являється неврівноважена відцентрова сила  $F_c$ , яка і розгойдує несучу систему з певною частотою, джерелом енергії коливань є двигуни. Разом з несучою системою розгойдується вертолїт.

При невеликій частоті обертання НГ з обтиснутими амортизуючими шасі коливання вертольота демфіруючими амортизаторами, пневматиками коліс і гідродемферами вертикальних шарнірів і частота коливань вертольота не збігається з частотою коливань НГ - резонансу немає.

При збільшенні кроку НГ (рулювання по нерівному ґрунту) неврівноважена відцентрова сила зростає, а «робота» демфіруючих сил зменшується через зростання підйомної сили НГ і зменшення обтиску амортизаторів і пневматиків коліс. При недостатньо обтиснутих амортизаторах змінюється частота коливань вертольота і вона може збігтися з частотою коливань несучої системи, що веде до виникнення резонансу цих частот - «земний резонанс». Коливання вертольота різко зростуть і при бездіяльності пілота можуть дійти до такого рівня, що призведуть до перекидання і руйнування вертольота.

Рульовий гвинт, як потужний гіроскоп, буде відставати від поперечних коливань вертольота і може статися деформація або навіть руйнування хвостової балки.

## *2.2 Умови, при яких може виникнути «земної резонанс»*

Він може виникнути при порушенні правил експлуатації амортизаторів, пневматиків коліс і гідродемферів вертикальних шарнірів.

Причиною початку коливань можуть бути:

- порив вітру;
- різке і значне відхилення РЦШ від нейтрального положення;
- наїзд на купину при русі на великій швидкості;
- посадка з пробігом або зліт з розгоном по нерівному майданчику.

Виникненню «земного резонансу» сприяють:

- великий спільний крок НГ при русі вертольота по землі;
- висока температура повітря - зменшується в'язкість масла в гідродемферах.

## *2.3 Ознаки виникнення «земного резонансу»*

При запусканні двигунів, при русі вертольота по землі або при вертикальній посадці вертолїт мимовільно починає розгойдуватися з наростаючою амплітудою.

## *2.4 Дії пілота при виникненні «земного резонансу»*

Дії пілота повинні бути спрямовані на зменшення підведення енергії для розвитку коливань і усунення причин, що викликають коливання лопатей щодо вертикальних шарнірів. З огляду на швидкий розвиток «земного резонансу» (від початку до руйнування вертольота 6-7 сек.) дії пілота повинні бути своєчасними і швидкими.

Пілотові необхідно:

1. Повністю вивести корекцію газу на мінімальні обороти і одночасно енергійно опустити важіль «крок-газ» вниз до упору - зменшується підведення енергії для розвитку коливань, збільшується робота сил демфіруючими коливання.
2. Встановити РЦШ в нейтральне положення - зменшується розбалансування НВ.

Якщо «земної резонанс» виник при русі вертольота по землі, то крім зазначених дій необхідно зменшити швидкість руху гальмуванням коліс (не можна гальмувати відхиленням РЦШ «до себе») при необхідності, до повної зупинки.

Якщо після зазначених дій поперечні коливання не припинилися - вимкнути двигуни. Після припинення «земного резонансу» зліт забороняється, необхідно ретельно оглянути вертоліт.

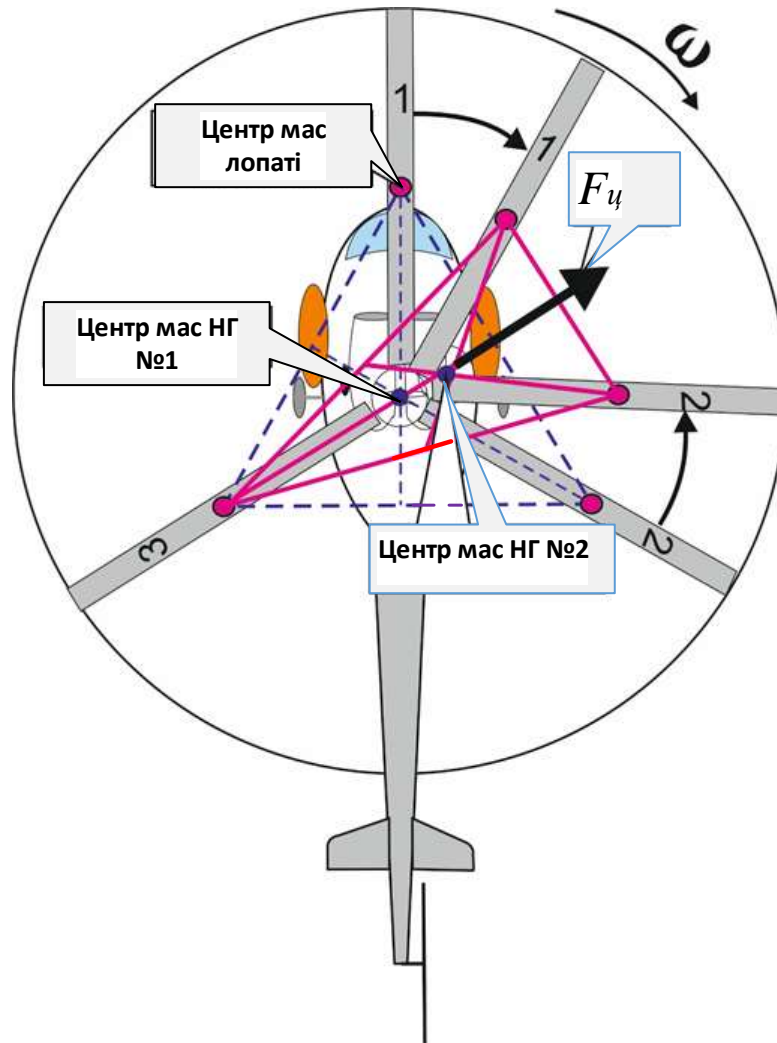


Рисунок 3. Фізична картина виникнення «земного резонансу»

## 2.5 Заходи щодо запобігання виникненню «земного резонансу»

1. Дотримуватися правил експлуатації амортизаторів, пневматиків коліс і гідродемферов вертикальних шарнірів.
2. Дотримуватися обмежень по швидкості рулювання і швидкості вітру при руленні.
3. Не виконувати рулювання при великому кроці НВ по нерівному ґрунту.
4. Не перевищувати рекомендовані швидкості при зльоті з розгоном і посадці з пробігом.
5. При зльоті і посадці по вертолітному не утримувати вертоліт в підвішеному стані тривалий час.



### 3. Режим «вихрового кільця»

#### 3.1 Фізична сутність «вихрового кільця»

При зниженні з працюючими двигунами з малою поступальною швидкістю і великою вертикальною швидкістю (яка дорівнює індуктивної швидкості відкидання) під НГ зустрічаються два потоки - індуктивний потік зверху і потік, що набігає знизу.

На деякій відстані від НГ утворюється поверхня розділу (рис.4), в якій ці швидкості рівні, а загальна швидкість дорівнює нулю. При збільшенні вертикальної швидкості ця поверхня розділу наближається до НГ, на якому відбуваються такі явища:

- в корінній частини лопаті потік знизу виявляється могутніше, ніж індуктивний потік від НГ, він проривається через НГ, що веде до збільшення кутів атаки корінних елементів лопаті і зриву потоку на них;
- на кінцевих елементах лопатей через наявність крутки і великої окружної швидкості збільшення кутів атаки не велике, але при цьому посилюються вихори на кінцях лопатей;
- зрив потоку корінних елементів і посилення кінцевих вихорів ведуть до зменшення підйомної сили НГ і збільшення швидкості зниження;
- взаємодія лопастей з великими вихровими масами повітря призводить до значних змін кутів атаки і змін підйомної сили окремих лопатей, що призводить до безладних коливань вертольота;
- залучення в циркуляційний рух через диск гвинта великої маси повітря вимагає витрат потужності на підтримку цього руху, а маса повітря, що відкидається гвинтом, значно зменшується. Тому підйомна сила НГ зменшується навіть при роботі двигунів на злітному режимі, що веде до подальшого збільшення вертикальної швидкості, яка росте, до тих пір поки по всьому диску НГ потік, що набігає знизу, не стане проходити знизу вгору, а вертикальна швидкість встановиться більш 10 м/с.

#### 3.2 Умови, при яких виникає режим «вихрового кільця»

Режим вихрового кільця виникає при моторному зниженні з поступальною швидкістю менше 40 км/год і вертикальною швидкістю більше 2 м/с. Умови для виникнення «вихрового кільця» можуть виникнути, в наступних випадках:

1. При заході на посадку з попутним вітром.
2. При заході на посадку з перельотом при спробі виправити розрахунок, зменшую поступальну швидкість і збільшую вертикальну.
3. При вертикальному зниженні на майданчику обмежених розмірів, оточеної високими перешкодами.
4. При виході з авторотації на малій швидкості - збільшення загального кроку НГ без попереднього збільшення поступальної швидкості.

### Ознаки виникнення «вихрового кільця»

1. Швидке мимовільне збільшення вертикальну швидкість зниження.
2. Безладні коливання вертольота по крену і курсу.
3. Посилення вібрацій.
4. Коливання частоти обертання НГ.
5. Погіршення ефективності управління.

### 3.3 Дії пілота при попаданні в режим «вихрового кільця»

Якщо починається мимовільне зниження необхідно спробувати зменшити вертикальну швидкість плавним збільшенням загального кроку НГ. Підйомна сила НГ при цьому збільшується за рахунок збільшення кутів атаки лопатей. Якщо в корінних частинах лопатей вже утворилася зона зриву потоку, то при збільшенні кроку зона зриву розшириться і вертоліт збільшить вертикальну швидкість. Якщо збільшенням кроку лопатей не вдалося зменшити вертикальну швидкість, то необхідно збільшити поступальну швидкість більш **40 км/год**, щоб виключити зустріч індуктивного і набігаючого потоків, і після досягнення швидкості понад **40 км/год** збільшенням кроку припинити зниження вертольота.

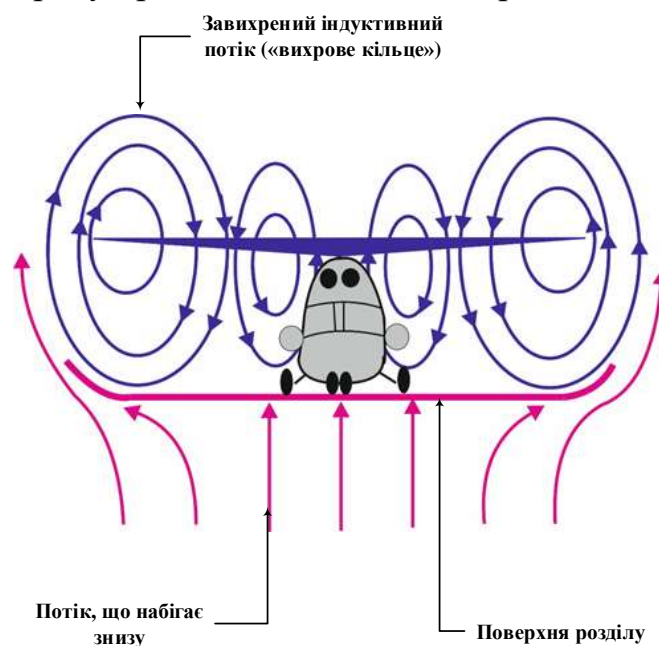


Рисунок 4. Режим вихрового кільця.

### 3.4 Заходи щодо запобігання потрапляння в режим «вихрового кільця»:

1. Дотримуйтесь обмежень щодо мінімальної горизонтальної і максимальної вертикальної швидкостей польоту.
2. Уникати посадки з попутним вітром.
3. Посадку з перельотом необхідно виправляти відходом на друге коло.
4. Пам'ятати, що **найбільша ймовірність попадання в режим «вихрового кільця» при польотній масі вертольота близькій до максимальної, при польоті на великій висоті і при високій температурі повітря.**

## **Лекція 4.2 «Перевищення максимально-допустимої швидкості, переобваження НГ»**

### **План лекції:**

1. Перевищення максимально допустимої швидкості
2. Переобваження НГ

### **Рекомендована література:**

#### **Основна**

#### **Допоміжна**

1. Володко А.М. Вертолiт в ускладнених умовах експлуатацiї. КДУ, М., 2007.
2. Ромасевич В.Ф., Самойлов Г.А. Аеродинамiка i динамiка польоту вертольоту. М.,Военвiдат МО ССРСР, 1982.
3. Зозуля В.Б., Лалетин К.Н., Гученко Н.И. Практична аеродинамiка вертольоту Мi-2. М., Повiтряний транспорт, 1984
4. А.М. Володко и др. Вертольоти. М.Военвiдат. 1992.
5. Алаян и др. Аеродинамiка i динамiка польоту вертольоту. М.,Военвiдат МО СРСР, 1973
6. Володко А.М. Безпека польоту вертольотiв. М. Транспорт. 1981.
7. Базов Д.Н. Аеродинамiка вертольотiв.М,"Транспорт,1972

#### **Інформацiйні ресурси в Інтернеті**

- 8.<http://www.pegas-center.ru/assets/files/Documents/RLE/Практическая%20аэродинамика%20вертолета%20Ми-2.pdf>
9. <http://www.svvaul.ru/nashi-resursy/knigi-onlajn/aerodinamika/538-prakticheskaya-aerodinamika>
10. <http://www.svvaul.ru/component/phocadownload/category/2-uchebnye-posobiya> (Ромасевич В.Ф. Аэродинамика и динамика полета вертолетов. – 1982. pdf)
11. <http://www.svvaul.ru/component/phocadownload/category/2-uchebnye-posobiya> (Практическая аэродинамика Ми-8МТ.-Уч.метод.пособие.pdf)

## Текст лекції

### 1. Перевищення максимально допустимої швидкості польоту

#### 1.1 Фізичні явища, що відбуваються при перевищенні максимальної швидкості польоту

При перевищенні максимально допустимої швидкості польоту на НВ з'являються критичні зони (рис 5).

Зона 1 - це зона, де швидкість обтікання кінцевих перетинів лопатей в азимуті  $90^\circ$  досягає швидкості звуку і виникає хвильовий опір лопатей, що призводить до збільшення опору обертанню НГ і появи тряски (так званий хвильовий зрив потоку).

Зона 2 - це зона, в якій в результаті складання окружної швидкості обтікання лопаті і швидкості польоту в корінних перетинах лопатей в азимуті  $270^\circ$  спостерігається обтікання профілю з хвостової частини. Утворюється зона зворотного обтікання, що суттєво знижує підйомну силу НГ.

Зона 3 - це зона в якій через махових рухів лопатей в азимуті  $270^\circ$  на кінцевих елементах відбувається зрив потоку і тряска.

#### 1.2 Фізична сутність зриву потоку

У азимуті  $270^\circ$  відступаючі лопаті махають вниз і з'являється додатковий потік повітря знизу  $V_{взм}$ , крім того, ефективна швидкість потоку при обтіканні елемента лопаті зменшується:

$$V_{ef} = \omega \cdot r - V_{пол}$$

Ці два явища призводять до збільшення кута атаки лопаті в азимуті  $270^\circ$ , на кінцевих елементах він може перевищити критичне значення і з'явиться зрив потоку.

#### 1.3 Умови, при яких виникає зрив потоку

Зрив потоку відбувається при перевищенні максимально-дозволеної швидкості польоту, його появі сприяють:

- велика висота (зменшується щільність повітря, посилюються махови русі лопатей, для польоту потрібно збільшити крок НГ);
- велика польотна маса (потрібна велика потужність, великі настановні кути лопатей);
- зменшення частоти обертання НГ (посилюється маховий рух лопатей, зменшується ефективна швидкість обтікання лопатей в азимут  $270^\circ$ ).

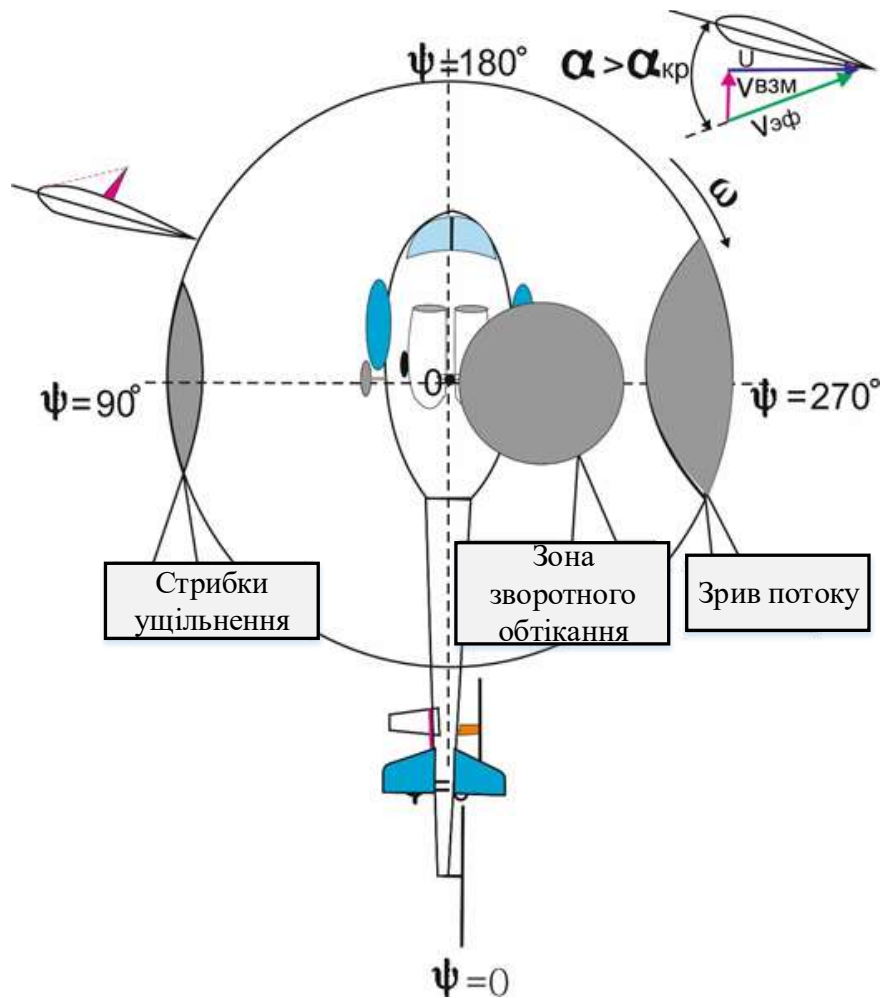


Рисунок 5. Перевищення максимально допустимої швидкості польоту.

#### 1.4 Ознаки виникнення зриву потоку

1. Тряска вертольота.
2. Крен вертольота вправо і кабрування.
3. Погіршення керованості.
4. При подальшому розвитку зриву потоку - посилення розкачки, повна втрата керованості.

#### 1.5 Дії пілота при виникненні зриву потоку

Дії пілота повинні бути спрямовані на зменшення махових рухів лопатей, на зменшення кутів атаки:

- плавно зменшити установчі кути лопатей, незначно опустивши важіль «крок-газ»;
- зменшити швидкість польоту взяттям РЦШ «до себе».

*Конструктивні заходи щодо запобігання появи стрибків ущільнення на лопаті в азимуті 90°*

Для збільшення швидкості польоту сучасних вертольотів і усунення шкідливих наслідків від хвильового опору на наступаючій лопаті НВ, застосовуються різні види конструктивних рішень:

- застосування надзвукових профілів на кінцевих перетинах лопаті НВ, що мають велике значення критичного числа Маха;
- використання аеродинамічних профілів змінної відносної товщини по довжині лопаті (аеродинамічне суцання);
- установка на лопатях НВ закінцівків різної геометричної форми в плані.

Дослідження показали, що закінцівки прямокутної форми має найбільший опір, трапецієвидні - має менший опір завдяки звуженню і подовженню закінцівки, стріловидна має ще менший опір завдяки звуженню і стрілоподібності, найменший опір має гіперболічні закінцівки (рис.6).

При установці стрілоподібної і гіперболічної закінцівки істотно збільшується швидкість обтікання лопаті повітрям ( $M_{кр}$ ), на якій з'являються стрибки ущільнення. При установці закінцівки прямокутної і трапецієподібної  $M_{кр} = 0,75$ , а при установці стрілоподібної і гіперболічної -  $M_{кр} = 0,85$ .

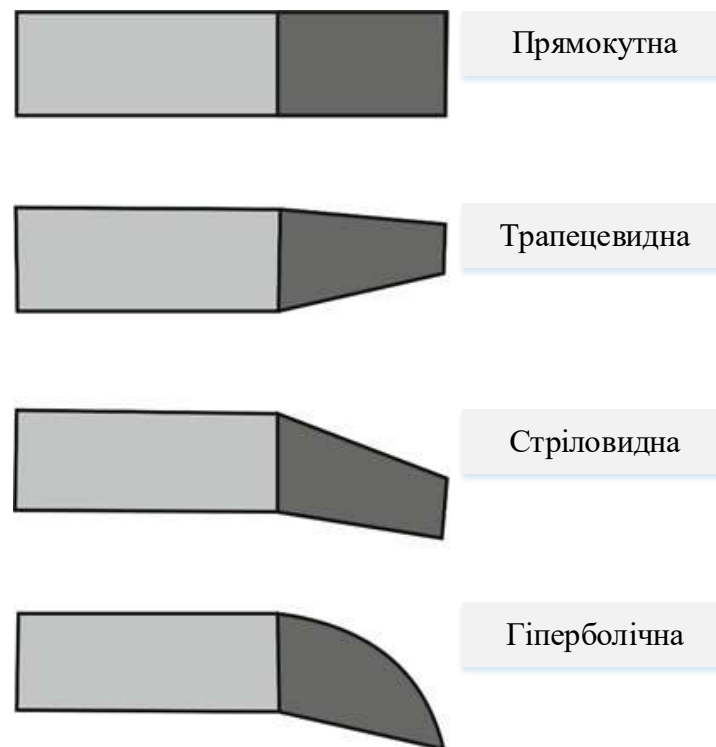


Рисунок 6. Форми законцовок в плані

Застосування стріловидних і гіперболічних форм закінцівки на лопатях НГ дозволяє зменшити потрібну потужність для обертання НГ, збільшити швидкість польоту або збільшити кутову швидкість обертання НГ - зменшиться зона зворотного обтікання і збільшиться підйомна сила НГ.

## 2. Переобважнення НГ

### 2.1 Фізична сутність переобважнення НГ

Для того щоб НГ обертався з постійною частотою, потужність, що підводиться до нього, повинна дорівнювати потрібної потужності. При збільшенні настановних кутів лопатей, завдяки конструкції важеля «крок-газ» збільшується і підводиться до НГ потужність. В результаті, при переміщенні важеля «крок-газ» вгору збільшується підйомна сила НГ.

Можливі випадки, коли при переміщенні важеля «крок-газ» вгору до НГ буде підводитися потужність менша потрібної, частота обертання НГ і підйомна сила НГ будуть зменшуватися - відбувається переобважнення НГ.

Можливі два варіанти переобважнення:

1. Важіль «крок-газ» піднімається вгору швидше, ніж зростає потужність двигунів (зростання потужності відстає через недостатню приємності, особливо у газотрубних двигунів).

2. Важіль «крок-газ» піднімається в нормальному темпі, але вище злітної режиму - потужності злітної режиму двигунів недостатньо, щоб зберегти частоту обертання НГ при великих настановних кутах лопатей.

### 2.2 Умови, при яких виникає переобважнення НГ

Переобважнення найбільш ймовірно виникає при польотної масі вертольота більше максимально допустимої для даних умов, при зльоті та посадці на високогірну майданчик, при високої температурі повітря (зменшується потужність двигунів). Найчастіше переобважнення відбувається в наступних випадках:

1. **При зльоті важіль «крок-газ» піднімається з швидким темпом.** За рахунок використання кінетичної енергії НГ вертолiт може відірватися від землі і набрати певну висоту, але зависання не відбудеться і вертолiт знизиться з грубим приземленням.

2. **При зльоті по-вертолiтному з розгоном швидкості в зоні впливу «повітряної подушки».** При відсутності запасу потужності на висінні, пілот відхиляє РЦШ «від себе» для розгону швидкості, вертолiт знижується, режим двигунів злітна і щоб уникнути удару об землю, пілот тягне важіль «крок-газ» вгору вище злітного режиму, НГ переобважнюється, зменшується частота обертання НГ і вертолiт грубо вдаряється об землю, часто з перекиданням.

3. **При зльоті по-вертолiтному з розгоном швидкості в зоні впливу «повітряної подушки» в бік перешкод.** Після перекладу вертольота в набір висоти на злітному режимі двигунів пілот бачить, що траєкторія набору пройде нижче висоти перешкоди і щоб уникнути зіткнення з перешкодою він тягне важіль «крок-газ» вгору, на якийсь час збільшується вертикальна швидкість, але потім частота обертання НГ зменшується і вертолiт грубо приземляється або падає на перешкоду.

4. **На передпосадковій прямій.** Пілот пізно почав гасити швидкість, посадка

вийде з перельотом і щоб виправити помилку він зменшує поступальну швидкість (РЦШ «до себе») і збільшує вертикальну (важіль «крок-газ» вниз). Перед приземленням пілот, щоб погасити велику вертикальну швидкість, піднімає важіль «крок-газ» до положення злітної режиму, але вертоліт продовжує знижуватися з великою вертикальною швидкістю (велика інерція, недостатня прийомистість двигунів) і щоб уникнути удару об землю пілот тягне важіль «крок-газ» вгору, що переобважнює НГ, груба посадка, можлива поломка вертольота.

**5. При заході на посадку на майданчик обмежених розмірів.** Пілот не врахував, що на майданчику висока температура і немає вітру. Вертоліт при зависанні, після переходу з косою обдування на осьову, різко знижується. Пілот піднімає важіль «крок-газ» до злітної режиму, вертоліт продовжує знижуватися і щоб уникнути удару об землю пілот тягне важіль «крок-газ» вгору, переобважнює НГ, відбувається груба посадка, можлива поломка вертольота.

**6. При заході на посадку на майданчик обмежений високими перешкодами,** при наявності вітру над перешкодами, вертоліт без труднощів зависає (висіння в умовах режиму косого обтікання НВ). При вертикальному зниженні, після заходу в тінь перешкод вітер зникає завдяки зсуву вітру, НГ переходить в режим осьового обтікання, подёмная сила НГ зменшується і вертоліт мимовільно збільшує вертикальну швидкість зниження. Пілот, щоб уникнути грубого приземлення енергійно піднімає важіль «крок-газ», переобважнює НГ і вертоліт грубо приземляється, можлива поломка вертольота.

**7. При виконанні підльоту на малій висоті з великою швидкістю (НГ працює в косому потоці).** Перед місцем приземлення пілот гасить поступальну швидкість (РЦШ «до себе»), збільшується кут атаки НГ, вертоліт набирає висоту і збільшує частоту обертання НГ. Пілот, витримуючи задану висоту, опускає важіль «крок-газ» вниз, автоматика, прагнучи зберегти постійну частоту обертання НГ, зменшує потужність двигунів). В цей час вертоліт переходить з косого обдування на осьову і починає різко знижуватися. Пілот щоб уникнути зіткнення із землею піднімає важіль «крок-газ» швидше, ніж збільшується потужність двигунів, а вертоліт продовжує знижуватися, і щоб уникнути удару об землю, пілот ще більше піднімає важіль «крок-газ», переобважнює НГ, відбувається груба посадка, можливо перекидання вертольота.

### *2.3 Ознаки переобважнення НГ*

При переобважненні НГ зменшується частота обертання НГ до значення нижче мінімально-допустимої і відбувається мимовільне зниження вертольота.

Переобважнення може супроводжуватися:

1. Погіршенням керованості і зменшенням запасів управління. Через зменшення частоти обертання НГ і рульового гвинта права педаль може виявитися на упорі, так як при переобважненні збільшується реактивний момент НГ, а тяга РГ зменшується.
2. На вертольоті з газотурбінними двигунами. Збільшення температури газів перед турбінами двигунів і зменшення їх потужності - падає частота



обертання НГ нижче мінімальної, можливе виникнення зриву потоку з лопаток вільної турбіни.

3. Виникненням на НГ режиму «вихрового кільця»: якщо переобважнення відбулося на малій швидкості, а вертикальна швидкість зниження перевищує допустиму.

#### *2.4 Дії пілота при переобважненні НГ*

При переобважненні НГ необхідно, для відновлення частоти обертання НГ, незначно зменшити загальний крок НГ і при подальше збільшення кроку НГ здійснювати з темпом, що відповідає темпу збільшення потужності двигунів.

#### *2.5 Заходи запобігання переобважнення НГ*

Щоб уникнути переобважнення НГ необхідно:

1. Важіль «крок-газ» пересувати плавно, пропорційно збільшенню потужності двигунів.
2. При досягненні злітної режиму роботи двигунів припинити збільшення кроку НГ.
3. Перед кожним зльотом розраховувати максимально-допустиму масу вертольота для зльоту і посадки в даних умовах.
4. Не переводити вертоліт в розгін швидкості, якщо на висінні немає запасу потужності.
5. Уникати зльоту в сторону перешкод.
6. При виконанні польоту на незнайому майданчик першу посадку розраховувати для умови без використання впливу «повітряної подушки» при штилі.
7. При заході на посадку з перельотом виправляти помилку відходом на друге коло.

### Лекція 4.3 «Відмови одного і двох двигунів, відмова шляхового управління»

#### План лекції:

1. Відмова в польоті одного двигуна з запасом висоти
2. Відмова в польоті двох двигунів
3. Відмова шляхового управління

#### Рекомендована література:

##### Основна

##### Допоміжна

1. Володко А.М. Вертоліт в ускладнених умовах експлуатації. КДУ, М., 2007.
2. Ромасевич В.Ф., Самойлов Г.А. Аеродинаміка і динаміка польоту вертольоту. М.,Военвидат МО ССРСР, 1982.
3. Зозуля В.Б., Лалетин К.Н., Гученко Н.И. Практична аеродинаміка вертольоту Мі-2. М., Повітряний транспорт, 1984
4. А.М. Володко и др. Вертольоти. М.Военвидат. 1992.
5. Алаян и др. Аеродинаміка і динаміка польоту вертольоту. М.,Военвидат МО СРСР, 1973
6. Володко А.М. Безпека польоту вертольотів. М. Транспорт. 1981.
7. Базов Д.Н. Аеродинаміка вертольотів.М,"Транспорт,1972

#### Інформаційні ресурси в Інтернеті

- 8.<http://www.pegas-center.ru/assets/files/Documents/RLE/Практическая%20аэродинамика%20вертолета%20Ми-2.pdf>
9. <http://www.svvaul.ru/nashi-resursy/knigi-onlajn/aerodinamika/538-prakticheskaya-aerodinamika>
10. <http://www.svvaul.ru/component/phocadownload/category/2-uchebnye-posobiya> (Ромасевич В.Ф. Аэродинамика и динамика полета вертолетов. – 1982. pdf)
11. <http://www.svvaul.ru/component/phocadownload/category/2-uchebnye-posobiya> (Практическая аэродинамика Ми-8МТ.-Уч.метод.пособие.pdf)

## Текст лекції

## 1. Відмова в польоті одного двигуна з запасом висоти

## 1.1 Аеродинамічні характеристики польоту вертольота з одним працюючим двигуном

У польоті з двома працюючими двигунами до НГ підводиться потужність, що дорівнює потрібної, вертоліт виконує ГП на постійній висоті і з постійною швидкістю. При раптовій відмові одного двигуна потужність, що підводиться, зменшується в два рази і виникає дефіцит потужності ( $-\Delta N$ ), при якому політ можливий тільки зі зниженням (рис.7). Чим більше дефіцит потужності, тим більше вертикальна швидкість зниження.

Для збільшення можливості долетіти до найближчого аеродрому або майданчика придатного для посадки, пілоту необхідно виконати дії спрямовані на зменшення дефіциту потужності, тобто спробувати зменшити розрив між кривими потрібної і розташовується потужностей (рис.7). Для зменшення потрібної потужності необхідно встановити швидкість польоту таку, на якій потрібна потужність мінімальна. Такий швидкістю є економічна швидкість, для вертольота **Мі-2 -100км/год.**

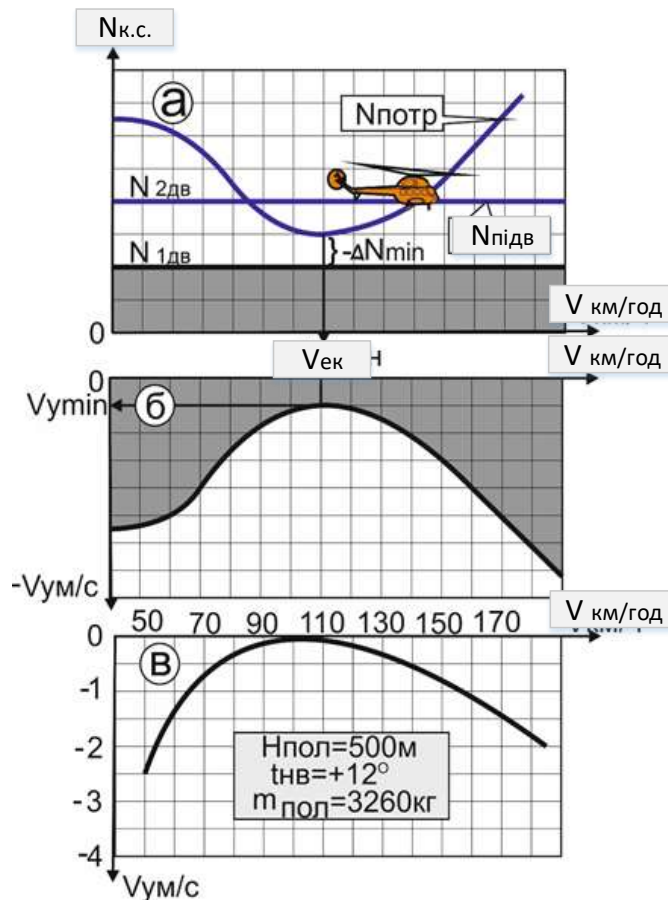


Рисунок 7. Аеродинамічні характеристики польоту Мі-2 з одним працюючим двигуном.

Для збільшення розпорогаемой потужності необхідно працюючому двигуні встановити максимальний (злітний) режим.

Зміна швидкості польоту на більше або менше економічної збільшує вертикальну швидкість зниження (рис.7в).

Максимальна вага вертольота, при якому можливий політ без зниження, залежить від температури повітря, ваги вертольота і висоти польоту. При використанні злітної потужності працюючого двигуна, при польоті на швидкості **100 км/год** максимальну вагу можна визначити за графіком (рис.8а).

При зменшенні розпорогаемой потужності погіршуються і маневрені можливості вертольота. У порівнянні з прямолінійним польотом, при розвороті з креном **20°** вертикальна швидкість зниження збільшується на **0,7 м/с**, а з креном **30°** - на **1,4 м/с**. На графіку (рис.8б) показана втрата висоти при розвороті на **180°** з одним працюючим двигуном, з  $V_y \approx 0,5 \text{ м/с}$ . Мінімальна втрата висоти ( $\Delta H$ ) виходить при розвороті з креном **25-30°** на швидкості **60 км/год**. Хоча на швидкості **60 км/год** вертикальна швидкість зниження більше ніж на швидкості **100 км/год**, але значно менше час розвороту і за рахунок зменшення часу втрата висоти виходить мінімальною.

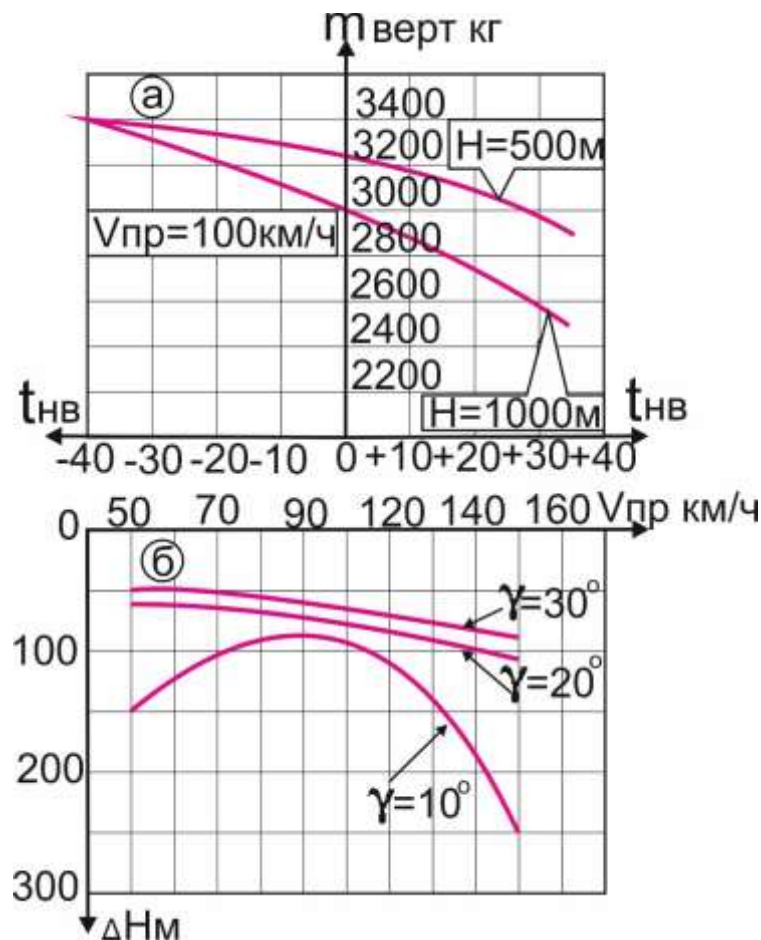


Рисунок 8. Можливість вертольота Мі-2 виконувати ГП і розворот з одним непрацюючим двигуном

При раптової відмові двигуна зменшується частота обертання НГ, що може привести до різкого збільшення вертикальної швидкості і навіть до втрати керованості. Для розуміння фізичних явищ, що впливають на частоту обертання НГ, розглянемо моменти, що діють у площині обертання НГ.

При роботі двох двигунів крутний момент від двигунів « $M_{кр}$ » дорівнює моменту опору всіх лопатей НГ « $M_{опору}$ », моменти в проєкції обертання врівноважені - частота обертання НГ постійна (рис.9а):  $M_{кр} = M_{опору}$

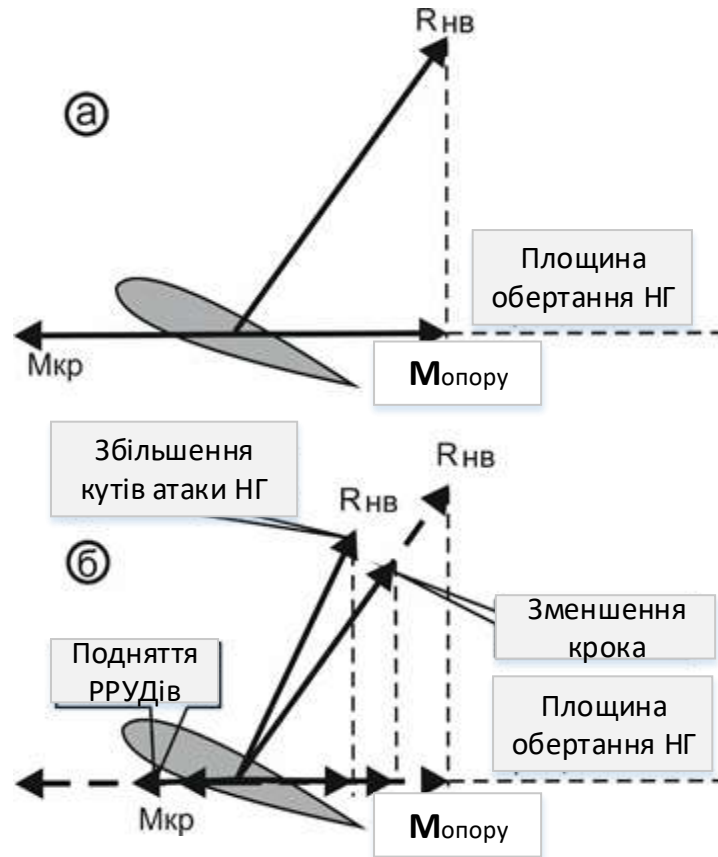


Рисунок 9. Збереження частоти обертання НВ при відмові одного двигуна

При відмові одного двигуна « $M_{кр}$ » зменшується, незважаючи на автоматичне збільшення потужності двигуна, порушується рівність моментів і частота обертання НГ зменшується:  $M_{кр} < M_{опору}$ .

Для збереження частоти обертання необхідно відновити рівність моментів. Для цього необхідно збільшити « $M_{кр}$ » (обидва РУДа підняти вгору) і зменшити « $M_{опору}$ » (зменшити крок і збільшити кут атаки НГ).

Зменшення кроку призведе до зменшення « $R_{нв}$ », її проєкція на площину обертання зменшиться, зменшиться « $M_{опору}$ » (рис.9б).

Збільшення кута атаки НГ призведе до відхилення « $R_{нв}$ » вперед, і її проєкція на площину обертання ще раз зменшиться, зменшиться і « $M_{опору}$ ».

Таким чином, ми знову зрівноважити моменти « $M_{кр}$ » і « $M_{опору}$ » - частота обертання НГ встановиться в допустимих межах.

*Поведінка вертольота при відмові одного двигуна*

При раптовій відмові одного двигуна, через дефіцит потужності, зменшується частота обертання НГ, що призводить до розбалансування вертольота, він розгортається вправо, крениться вправо, опускає ніс і знижується.

**Вертоліт розгортається вправо** - різко зменшується потужність двигунів, зменшується реактивний момент НГ розвертає вертоліт вліво, тяга РГ розгортає вертоліт вправо, тому вона зменшується повільніше реактивного моменту НГ.

**Вертоліт крениться вправо** – момент тяги РГ, що кренит вертоліт вліво, зменшується, а конус НГ завалюється вправо так як зменшується частота обертання НГ і збільшується кут атаки НГ через появу вертикальної швидкості.

**Вертоліт опускає ніс** - зменшується швидкість індуктивного потоку повітря від НГ, зменшується кабіруючий момент, створюваний стабілізатором.

**Вертоліт знижується** - зменшилася потужність, що підводиться до НГ, з'явився дефіцит потужності, зменшується частота обертання НГ.

**Пілотові в цьому випадку необхідно:**

**1. Усунути розбалансування вертольота** - за допомогою важелів управління запобігти розвороту і крен вертольота вправо і опускання носа.

**2. Запобігти зменшенню частоти обертання НВ** - відхилити РЦШ «до себе», щоб збільшити кут атаки НГ. При швидкості польоту понад **100 км/год** зменшити швидкість до **90-100 км/год**, а при швидкості польоту **60-100 км /год** зменшити до швидкості не менше **50 км/год**;

- зменшити крок НГ на **1-4°** , щоб не допустити падіння частоти обертання НГ менше **70-74%**, не слід зменшувати крок до мінімального так як це рівнозначно вимкнення двигуна;

- обидва важеля роздільного управління двигунами перевести в верхнє положення, щоб з гарантією працюючий двигун вивести на максимальний режим так як автоматичне збільшення потужності не гарантує вихід двигуна на максимальний режим;

- встановити злітна режим працює двигуну за допомогою важеля «крок-газ».

**3. Запобігти виникнення пожежі** - визначити, який із двигунів відмовив і вимкнути його краном зупинки;

- закрити пожежний кран відмовив двигуна.

**4. Виконати політ до найближчого аеродрому або майданчика придатною для посадки з пробігом** - політ виконати на злітному режимі двигуна на економічній швидкості **100 км/год**, так як на цій швидкості вертикальна швидкість зниження мінімальної, а дальність польоту – максимальної.

**5. Виконати посадку з одним працюючим двигуном:**

1) При наявності рівного майданчика, довжина якої не менш **120 м** з відкритими підходами виконується посадка з пробігом (рис.10):

- після розрахунку на посадку, проти вітру, з висоти **100 м** встановити швидкість **100 км/год**, а вертикальну **2-3 м/с**;

- на висоті **15-20 м** відхиленням РЦШ «до себе» почати зменшення поступальної і вертикальної швидкостей, з таким розрахунком, щоб до моменту приземлення швидкість була **50-30 км/год**, а вертикальна не більше **0,2-0,5 м/с**;
- на висоті **2-3 м**, щоб уникнути поломки рульового гвинта, відхилити РЦШ «від себе» і створити вертольоту посадочне положення, щоб посадка сталася на основні колеса шасі з подальшим опусканням на передні;
- після приземлення, для зменшення пробігу, використовувати гальма коліс і при необхідності гальмування несучим гвинтом, відхиливши РЦШ «до себе» при кроці НГ не менше **4-6°**.

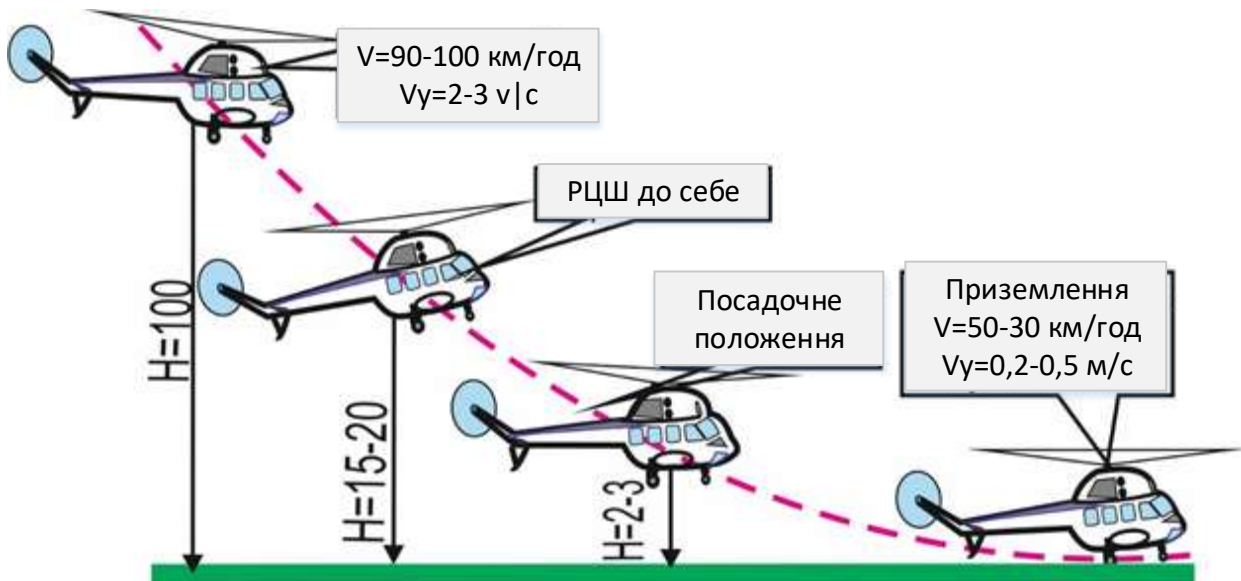


Рисунок 10. Посадка з пробігом з одним працюючим двигуном.

2) При наявності рівного майданчика, довжина якої менше **120 м**, виконується посадка з коротким пробігом (рис.11):

- після розрахунку на посадку проти вітру з висоти **150-100 м** встановити швидкість **70-80 км/год** при зустрічному вітрі **3-5 м/с**, або швидкість **80-120 км/год** при зустрічному вітрі більше **5 м/с** і вертикальну швидкість **3-4 м/с**;

- на висоті **20-25 м** відхиленням РЦШ «до себе» збільшити тангаж вертольота на **5-10°** і почати гасіння поступальної і вертикальної швидкостей з одночасним збільшенням потужності двигуна, з таким розрахунком, щоб на висоті **10 м** швидкість була **40 км/год**, а вертикальна **2-3 м/с**;

- на висоті **10 -5 м** енергійним взяттям важеля крок-газ вгору почати гасити вертикальну і поступальну швидкості з таким розрахунком, щоб до моменту приземлення поступальна швидкість була менше **30 км/год**;

- на висоті **12 м**, щоб уникнути поломки рульового гвинта, відхилити РЦШ «від себе», створити вертольоту посадочне положення;



- після приземлення, для зменшення пробігу, використовувати гальма коліс і при необхідності гальмування несучим гвинтом, відхиливши РЦШ «до себе» при кроці НГ не менше  $4-6^\circ$ .

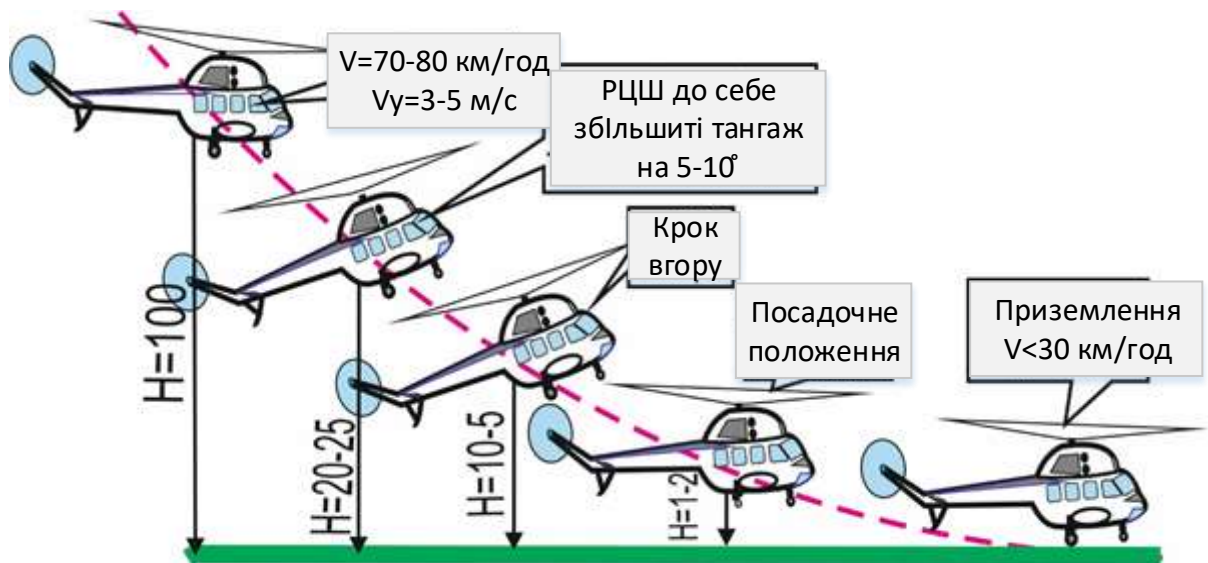


Рисунок 11. Посадка з коротким пробігом з одним працюючим двигуном

3) При відсутності рівного майданчика виконується посадка без пробігу (рис.12):

- після розрахунку на посадку проти вітру з висоти **150-100 м** встановити швидкість **70-80 км/год** при зустрічному вітрі **3-5 м/с** або **80-120 км/год** при зустрічному вітрі більше **5 м/с** і вертикальну швидкість **3-4 м/с**;
- на висоті **20-25 м** відхилити РЦН «до себе», збільшити тангаж на **8-10°** для енергійного гасіння поступальної і вертикальної швидкостей;
- на висоті **5-7 м** виконати «підрив» кроку НГ з таким розрахунком, щоб забезпечити практичне зависання вертольота на висоті **0,5-1 м** і приземлення без пробігу.

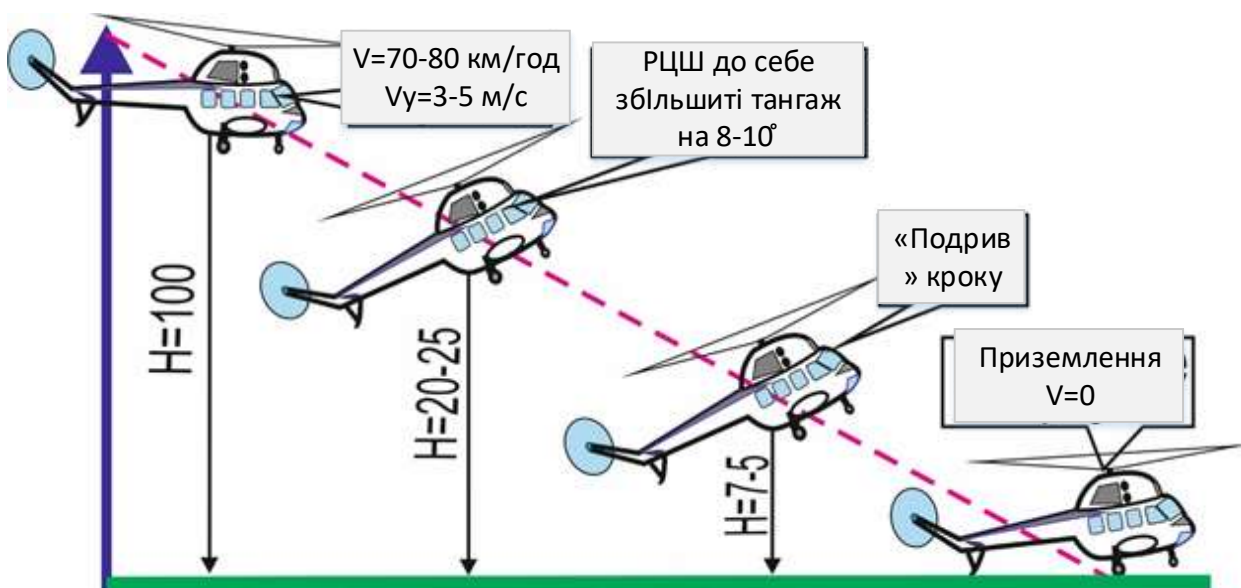


Рисунок 12. Посадка без пробігу з одним працюючим двигуном



## 2. Відмова в польоті двох двигунів

### 2.1 Фізична сутність самоврацання НВ

Режимом самоврацання (авторотації) НГ називається такий режим, при якому НГ приводиться в обертання аеродинамічними силами, що виникають в результаті взаємодії лопатей НГ з потоком, що набігає повітря, тобто без підведення потужності від двигуна.

Несучий гвинт, що обертається створює опір в 8-10 разів більше, ніж зупинений. Зниження вертольота на режимі обертання НГ по вертикалі називається парашутування, а зниження по похилій траєкторії - плануванням.

У моторному польоті на невеликих кутах атаки максимальне звуження цівок повітря обтікають верхню поверхню профілю відбувається на досить великій відстані від носка профілю (рис.13). Там де існує максимальне звуження цівок, там є максимальне зменшення статичного тиску і якщо підсумувати зменшення тиску на верхній поверхні профілю і збільшення тиску на нижній то отримаємо результуючу підйомну силу « $R$ » яка спрямована правіше осі « $y$ » пов'язаної системи координат і її проекції «сила  $Y$ » на вісь « $x$ » і «сила опору  $X$ » на площину обертання спрямовані проти обертання НГ.

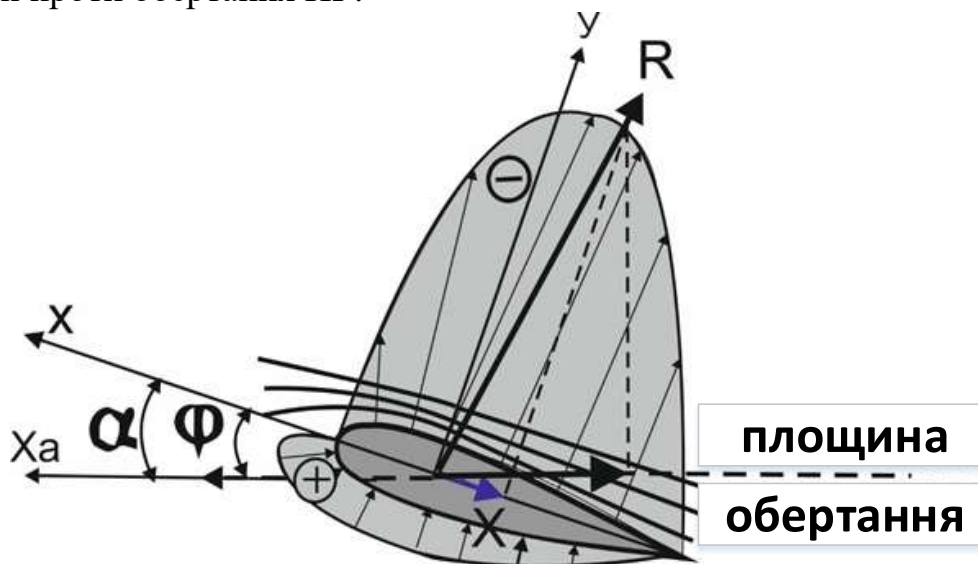


Рисунок 13. Аеродинамічні сили, що діють на профіль у моторному польоті

У несучих поверхнях з товстими профілями і закругленою передньою кромкою на середніх і великих кутах атаки максимальне звуження цівок повітря обтікають верхню поверхню профілю і зміщується в бік носка профілю (рис.14а), а це означає, що максимальне зменшення статичного тиску переміститься вперед і результуюча підйомна сила « $R$ » відхилиться вперед, лівіше осі « $y$ ». Проекція сили « $R$ » на вісь « $x$ » буде спрямована вперед по осі « $x$ » до носика профілю і ця сила « $X$ » називається «підсмоктувальна сила».

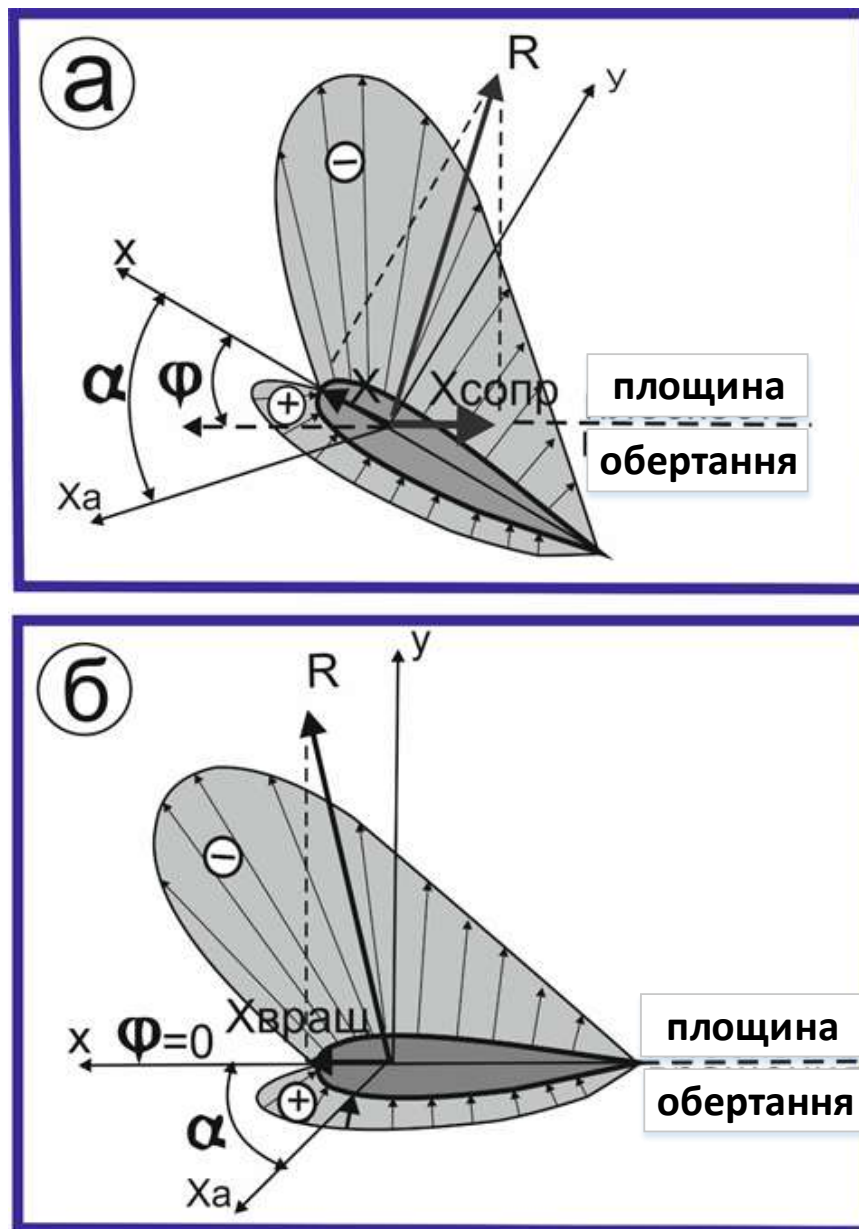


Рисунок 14. Фізична сутність авторотації несучого гвинта.

У тонких профілів «підсмоктувальна сила» відсутня. Тому для лопатей НГ застосовуються товсті профілі із закругленою передньою кромкою, що володіють ефективною «підсмоктувальною силою». Нам важливо знати напрямок проекції сили « $R$ » на площині обертання і ми бачимо (рис.14а), що ця проекція сили « $X_{сопр}$ » направлена в сторону протилежну обертанню НГ тобто вона гальмує обертання НГ. При відсутності крутного моменту від двигуна і при бездіяльності пілота, обороти НГ будуть різко зменшуватися. Для виключення такої ситуації пілотові необхідно напрямок хорди профілю поєднати з площиною обертання НГ, тобто зменшити інсталяційний кут лопатей « $\varphi$ » і тоді проекція сили « $R$ » на площину обертання НГ « $X_{оберт}$ » буде спрямована в бік обертання НГ і при відсутності крутного моменту від двигуна (двигунів) буде обертати НГ в ту ж сторону, як і в моторному польоті (рис.14б).

## 2.2 Аеродинамічні характеристики польоту на режимі самоврацання НГ

При повній відмові двох двигунів наявна потужність дорівнює нулю. Сталий політ можливий тільки зі зниженням. Оскільки НГ на режимі самоврацання створює підйомну силу і силу опору, то рушійний силою в цьому випадку є складова сили тяжіння вертольота, що спрямована уздовж траєкторії зниження.

Вертикальна швидкість зниження залежить від величини дефіциту потужності в порівнянні з потрібної потужністю для ГП. Зі збільшенням польотної маси вертольота, висоти польоту, температури повітря збільшується потрібна потужність, зростає дефіцит потужності і вертикальна швидкість зниження. Дефіцит потужності і вертикальна швидкість зниження залежать так само від швидкості польоту (рис.15).

При відсутності поступальної швидкості режим самоврацання НГ можливий, але вертикальна швидкість буде дуже велика (рис.15б, точка 1). Мінімальна вертикальна швидкість зниження і, отже, максимальна тривалість зниження виходить при плануванні на економічній швидкості (рис.15б, точка 2). Найбільша дальність планування (мінімальний кут планування -  $\Theta_{min}$ ) виходить на найвищій швидкості (рис.15б, точка 3), але при цьому вертикальна швидкість буде більше, ніж на економічній швидкості. Вертикальна швидкість зниження так само залежить від частоти обертання НГ.

### Для вертольоту Мі-2:

1. Мінімальна вертикальна швидкість **7,5-8 м/с** досягається при поступальній швидкості **100 км/год** і оборотах НГ - **80%**.
2. Максимальна дальність планування досягається при поступальній швидкості **140 км/год**, при цьому кут планування буде **13°**.
3. Мінімальна втрата висоти при розвороті на **180°** досягається при польоті зі швидкістю **60 км/год**, з креном **20-30°** і становить **180 м**.

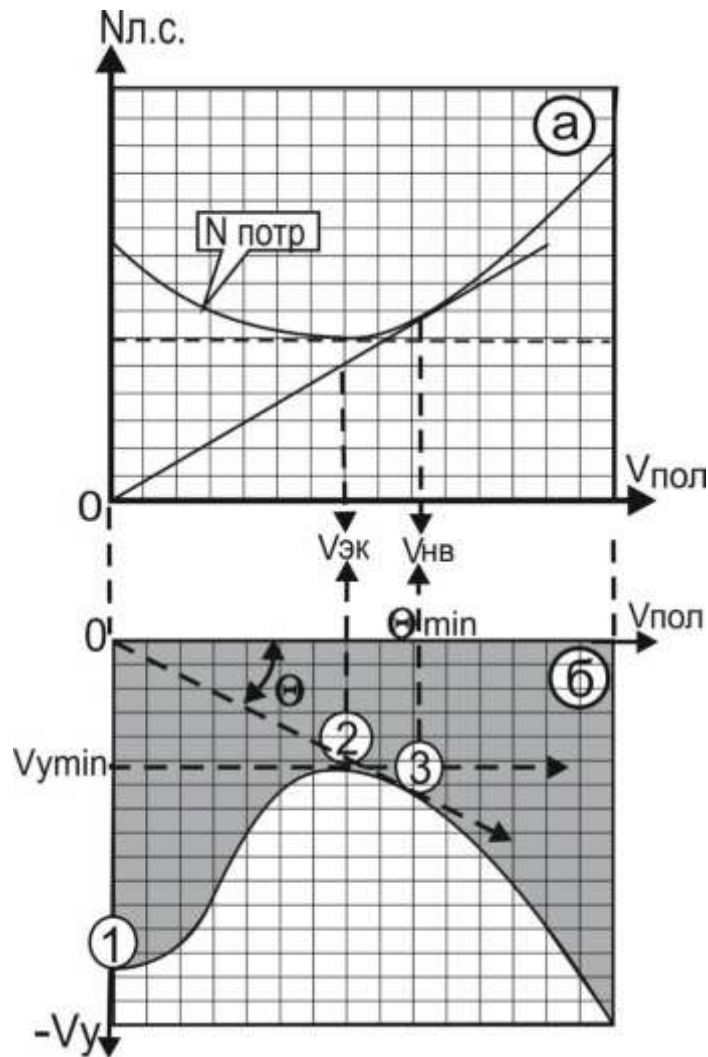


Рисунок 15. Аеродинамічні характеристики вертольота на режимі самоврацання НГ

### 2.3 Балансування вертольота при зниженні на режимі самоврацання НГ

Балансування вертольота при сталому зниженні відрізняється від балансування при моторному зниженні. При поздовжньої балансуванні підйомна сила стабілізатора « $Y_{cm}$ » спрямована не вниз, а вгору. Бічне балансування істотно відрізняється, тому зник розвертаючий вліво реактивний момент від НГ і за рахунок тертя з'явився розвертаючий вправо, який необхідно врівноважити тягою РГ направивши її в протилежну сторону, в порівнянні з моторним польотом. Щоб зниження виконувалося без ковзання необхідно врівноважити « $T_{PB}$ », відхиливши конус обертання НГ вліво для створення бічної сили « $Z$ » (рис.16).

Для сталості кута зниження, швидкості і тангажу необхідно збалансувати сили на осях « $Y_a$ » та « $X_a$ » і моменти навколо осі « $Z$ » (рис.16а):

$$\Theta = const \rightarrow \sum F_{Ya} = 0: Y_a + Y_{cm} - G_{Ya} = 0 - \text{сталість кута зниження}$$

$$V = const \rightarrow \sum F_{Xa} = 0: G_{Xa} - X_{ep} - X_a = 0 - \text{сталість швидкості}$$

$$\vartheta = const \rightarrow \sum M_z = 0: R_{HB} \cdot l_R + M_{z_{ГШ}} - Y_{CT} \cdot l_{CT} = 0 - \text{сталість тангажу}$$

Для відсутності бічних переміщень і сталості крену необхідно збалансувати сили на осі «Z» і моменти навколо осі «X» (рис.16б):

$$V_z = 0 \rightarrow \sum F_z = 0: T_{PG} - Z - G_z = 0 - \text{відсутність бічних переміщень}$$

$$\gamma = \text{const} \rightarrow \sum M_x = 0: T_{PG} \cdot l_{PG} - Z \cdot y_T = 0 - \text{сталість крену}$$

Для сталості напрямку (курсу) і відсутності ковзання необхідно збалансувати моменти навколо осі «Ya» (рис.16в):

$$\beta = 0 \rightarrow \sum M_{Ya} = 0: T_{PG} \cdot l_{PG} - M_{P_{H2}} = 0 - \text{відсутність ковзання}$$

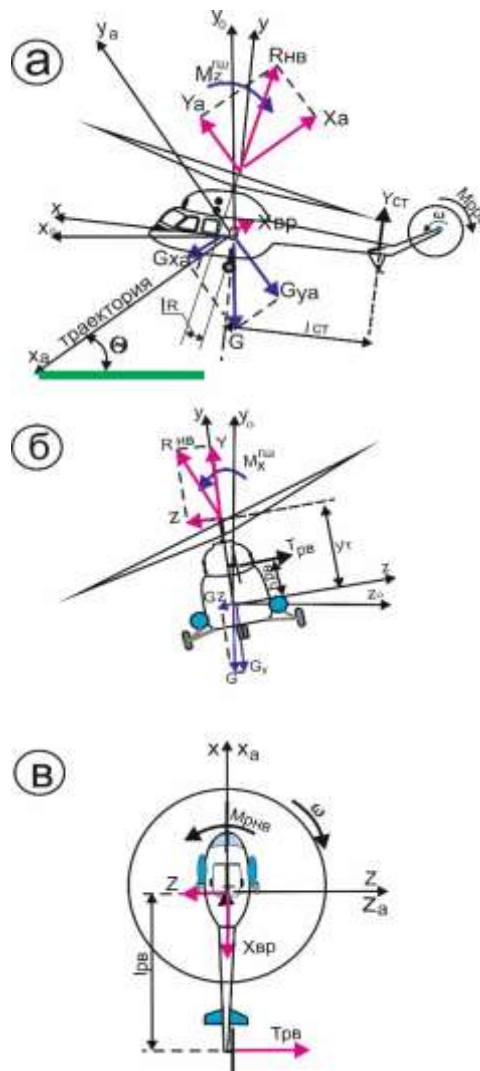


Рисунок 16. Балансування вертольота при зниженні на режимі самоврацєня НГ

Обертання НГ на зниженні відбувається за рахунок потенційної енергії вертольота, вертикальна швидкість при цьому значна і не забезпечує безпечну посадку.

Для зменшення вертикальної і поступальної швидкостей, перед приземленням пілота необхідно використовувати кінетичну енергію вертольота, збільшуючи

тангаж, і кінетичну енергію обертаючого НГ, збільшуючи крок НГ. Конкретні дії пілота визначаються керівництвом з льотної експлуатації даного типу вертольота.

При раптовому відмову двох двигунів різко зменшуються обороти НГ і двигуна (двигунів), змінюється рівень шуму.

**Вертоліт розгортається вправо:** зникає реактивний момент НГ, з'являється захоплює момент вправо за рахунок тертя в підшипниках, тяга РГ розгортає вертоліт вправо тому вона зменшується повільніше реактивного моменту НГ.

**Вертоліт крениться вправо:** тяга РГ крениться вертоліт вліво зменшується, а конус НГ завальюється вправо через збільшення кута атаки НГ при зниженні і зменшенні частоти обертання НГ.

**Вертоліт опускає ніс:** індуктивний потік від НГ зник, стабілізатор став обдуватися не зверху, а знизу, створюється пікіруючий момент.

**Вертоліт знижується:** до НГ перестала підводитися потужність, зменшується частота обертання НГ.

#### *2.4 Дії пілота при відмові двох двигунів у польоті з запасом висоти*

Дії пілота, в першу чергу, повинні бути спрямовані на збереження оборотів НГ тому обороти НГ це підйомна сила і керованість вертольота. Для збереження оборотів НГ необхідно:

- енергійно зменшити крок НГ до мінімального значення (зменшується опір НГ і проекція сили « $R$ » на площину обертання буде направлена до носку профілю);
- збільшити тангаж (створюється потік повітря знизу НГ, збільшуються кути атаки лопатей, збільшується сила « $R_{nv}$ » і збільшується її складова спрямована на обертання НГ);
- встановити швидкість польоту, на якій мінімальна вертикальна швидкість або максимальна дальність планування;
- виконати посадку, використовуючи для гасіння поступальної і вертикальної швидкостей кінетичну енергію вертольота і несучого гвинта.

#### *2.5 Рекомендації керівництва вертольота Мі-2 по дії пілота при раптовому відмову двох двигунів при польоті з запасом висоти*

##### 1. Усунути розбалансування вертольота:

- за допомогою важелів управління запобігти розвороту і крен вправо і опускання носа.

##### 2. Запобігти зменшення частоти НГ:

- зменшити крок НГ до мінімального - перевести вертоліт на режим самовращення НГ;
- відхилити РЦШ «до себе» щоб збільшити кут атаки НГ, при швидкості більше **100 км/год**, РЦШ відхилити «до себе» до швидкості **70-100 км/год**, а при швидкості **70-100 км/год** - до зменшення швидкості на **15-20 км/год**;
- важелем «крок-газ» встановити частоту обертання НГ - **80-84%**.

3. Встановити найвигіднішу швидкість польоту:

- для отримання мінімальної вертикальної швидкості зниження **7,5-8 м/с** встановити швидкість польоту **100 км/год**;
- для отримання максимальної дальності планування встановити швидкість польоту **140 км/год**.

4. Запобігти виникненню пожежі:

- припинити подачу палива в двигуни за допомогою стоп-кранів;
- закрити пожежні крани обох двигунів.

5. Виконати посадку на режимі самовращення НГ:

1) При наявності рівного майданчика довжиною не менше **150 м** з відкритими підходами виконується посадка з пробігом (рис.17):

- після розрахунку на посадку проти вітру з висоти **100-150 м** встановити швидкість **90-100 км/год**, розрахунок на посадку уточнювати зміною швидкості;
- на висоті **20-30 м** взяттям РЦШ «до себе» почати плавне гасіння швидкості;
- на висоті **15-20 м** почати збільшення кроку НГ з таким розрахунком, щоб до моменту приземлення вертикальна швидкість становила не більше **0,5-1 м/с**, а поступальна - **60-30 км/год**;
- на висоті **2-4 м** відхиленням РЦШ «від себе» створити вертольоту посадочне положення;
- приземлення виконати на основні колеса шасі з подальшим опусканням вертольота на передні;
- після приземлення для зменшення пробігу використовувати гальма коліс і, при необхідності, гальмування несучим гвинтом, відхиливши РЦШ «до себе» при кроці НГ не менше **4-6°**.

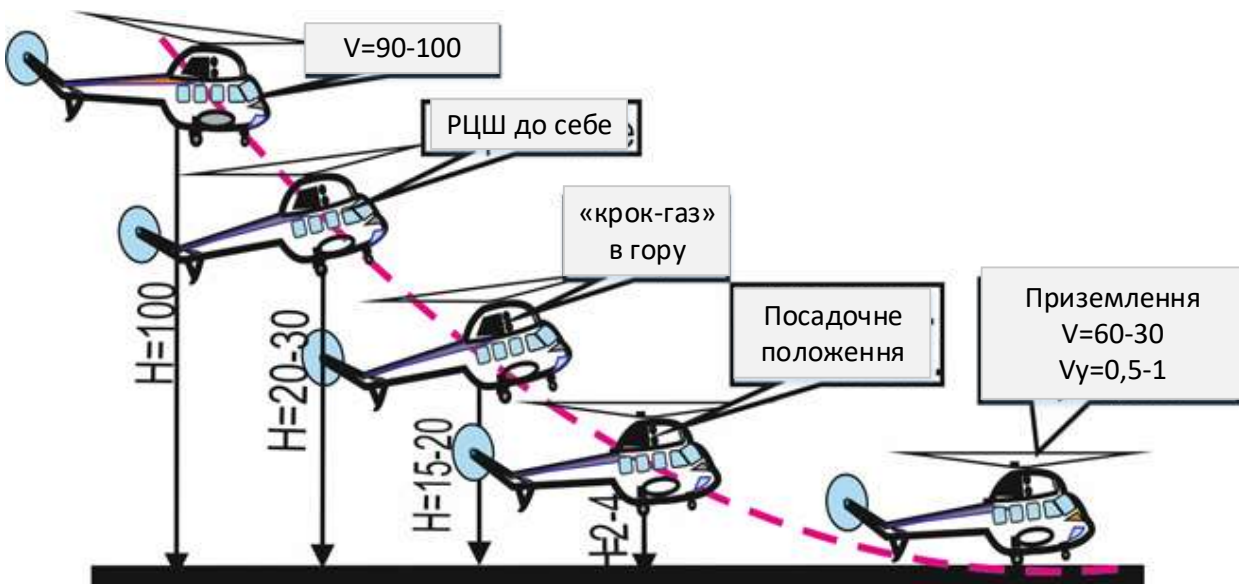


Рисунок 17. Посадка на авторотації з пробігом

2) При наявності рівного майданчика довжиною менше **150 м** виконується посадка з коротким пробігом (рис.18):



- після розрахунку на посадку проти вітру з висоти **100-150 м** встановити швидкість **90-100 км/год**, розрахунок на посадку уточнювати зміною швидкості;
- на висоті **30-40 м** взяттям РЦШ «до себе» почати гасіння швидкості, збільшивши тангаж на **10-15°**, з одночасним збільшенням кроку НГ на **1,5-2°**, Так щоб на висоті **10-15 м** швидкість була **20-40 км/год**;
- на висоті **15-20 м** виконати енергійний «підрив» загального кроку НГ рухом важеля «крок-газ» вгору з наростаючим темпом за час **2-4 с**, з таким розрахунком, щоб на висоті **0,5-1 м** вертикальна швидкість була близька до нуля, а поступальна - менш **30 км/год**;
- на висоті **2-4 м** відхиленням РЦШ «від себе» створити вертольоту посадочне положення;
- приземлення виконати на основні колеса шасі з подальшим опусканням вертольота на передні;
- після приземлення для зменшення довжини пробігу застосувати гальма коліс і при необхідності гальмування несучим гвинтом, відхиливши РЦШ «до себе» при кроці НГ не менше **4-6°**.

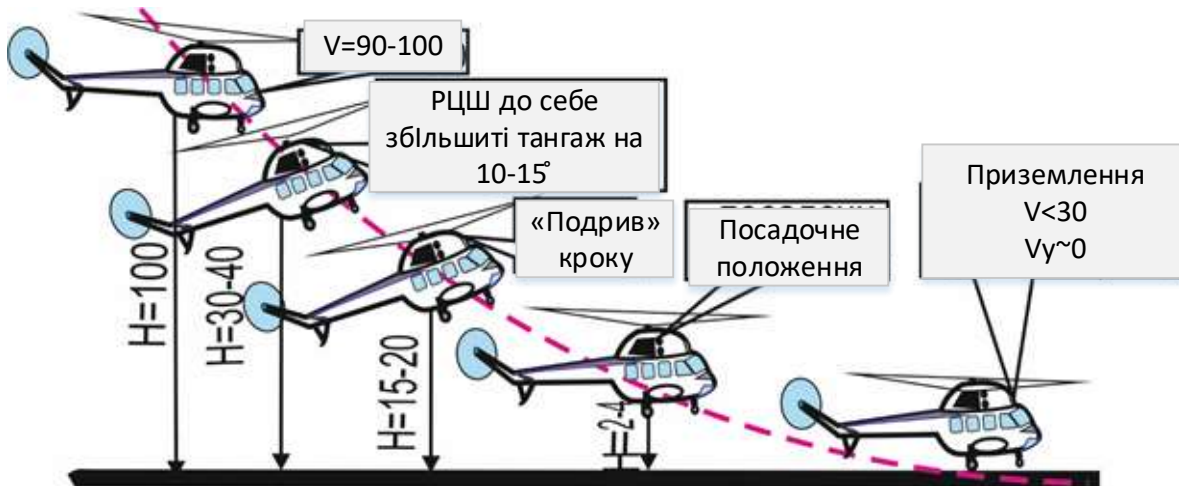


Рисунок 18. Посадка на авторотації з коротким пробігом

- 3) При відсутності рівного майданчика, коли пілот змушений проводити посадку на пересічену місцевість, виконується посадка без пробігу (рис.19):
- після розрахунку на посадку проти вітру з висоти **100-150 м** встановити швидкість **70-80 км/год**, розрахунок на посадку уточнювати зміною швидкості;
  - на висоті **20-25 м** збільшити тангаж на **15-20°**;
  - на висоті **10-15 м** виконати енергійний «підрив» загального кроку НГ, аж до максимального, за час **1-2 с**;
  - на висоті **3-5 м** відхиленням РЦШ «від себе» створити вертольоту посадочне положення;
  - приземлення виконати на основні колеса шасі без пробігу.



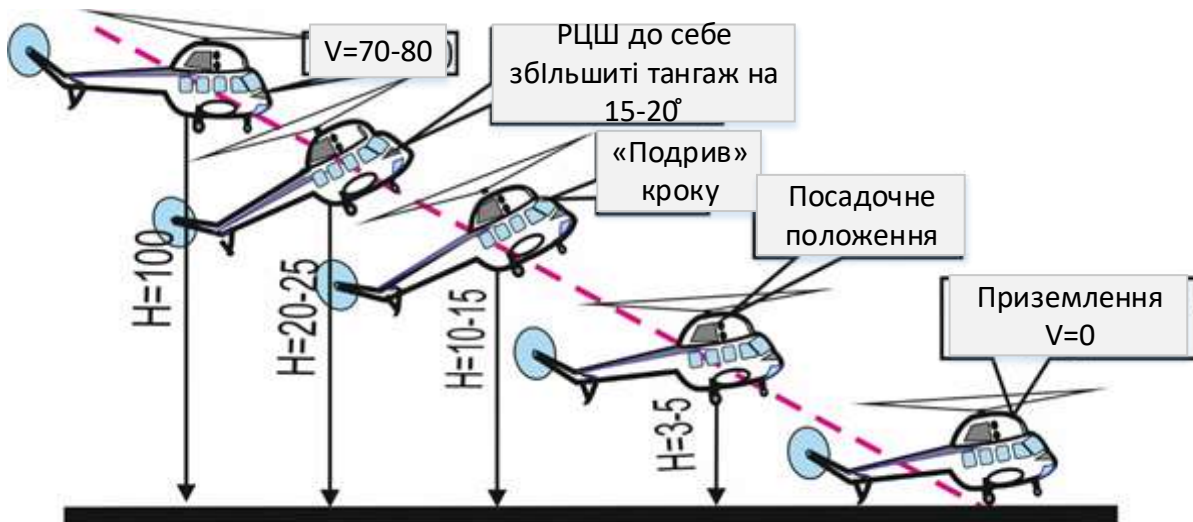


Рисунок 19. Посадка на авторотації без пробігу

### 3. Відмова колійного управління

#### 3.1 Загальні положення

Шляхове управління здійснюється за допомогою РГ. Для сталості курсу в польоті необхідно, щоб розвертаючий вліво реактивний момент НГ був урівноважений розгортаючим вправо моментом РГ. При виникненні технічних несправностей пов'язаних з роботою РГ або в умовах різкого зниження ефективності роботи РГ, ця рівновага моментів може бути порушена і пілоту необхідно виконати дії для безпечного завершення польоту. Основними видами відмов колійного управління є:

- порушення управління кроком РГ, коли РГ обертається і створює певну тягу, але на відхилення педалей не реагує, пілот не може врівноважити вертоліт у напрямку при зміні швидкості польоту і потужності, що підводиться. В цьому випадку необхідно збалансувати вертоліт ковзанням і креном, продовжити політ і виконати посадку на майданчик придатну для посадки з проскальзанням (полоскове шасі) або з пробігом (колісне шасі);

- разрушення трансмісії передавальної обертання до РГ або руйнування РГ: кермовий гвинт НЕ створює тяги, вертоліт розгортається вліво під дією реактивного моменту НГ і припинити розворот можна тільки прибравши реактивний момент НГ, перевівши вертоліт на зниження на режимі самовращення НГ. Виконати посадку на авторотації на підібрану майданчик.

Конкретні дії пілота при відмові управління визначені керівництвом з льотної експлуатації даного типу вертольота.

### 3.2 Рекомендації керівництва з льотної експлуатації

#### 1.Порушення проводки управління від педалей до рульового гвинта.

При порушенні проводки управління кутом установки лопатей РГ, під дією відцентрових і аеродинамічних сил, лопаті РГ встановлюються під кутом приблизно **5°**. При такому установчому куту лопатей РГ вертоліт балансується за курсом в горизонтальному польоті без ковзання на швидкості **70 км/год**.

На меншій швидкості вертоліт балансується з правим креном і правим ковзанням (реактивний момент НГ частково компенсується моментом бічний аеродинамічний сили фюзеляжу, що виникає при ковзанні). При зависанні вертоліт починає обертатися вліво.

Ознаки: відсутність реакції на відхилення педалей, мимовільний розворот вертольота вліво.

Дії пілота:

- збалансувати вертоліт правим креном;
- встановити швидкість **70 км/год**;
- виконати політ до найближчого аеродрому або майданчика, придатної для посадки з пробігом;
- виконати посадку з пробігом. Посадку виконувати, по можливості, проти вітру (менше швидкість приземлення і менше довжина пробігу). Вітер справа також буде сприятливий для посадки - збільшується ефективність РГ, можлива посадка з меншою швидкістю і меншим зносом;
- перед приземленням прибрати крен, щоб приземлення відбулося одночасно на обидва колеса основних стійок шасі;
- після приземлення зменшити крок, вивести корекцію вліво і вимкнути двигуни, щоб усунути розвертає від НГ і запобігти перекиданню вертольота.

2. Вихід з ладу трансмісії, що передає потужність на кермовий гвинт, або пошкодження РГ (в цих випадках тяга РГ або зменшується, або зовсім зникає).

ознаки:

- інтенсивний розворот вертольота вліво (під дією незбалансованого реактивного моменту НГ);
- крен вертольота вправо (під дією незбалансованого поперечного моменту НГ);
- при відриві РГ з хвостовим редуктором вертоліт, крім того, різко опускає ніс (значно змінюється центрування, зникає кабіруючий реактивний момент РГ).

Дії пілота:

а) на режимі висіння у землі:

- плавно зменшуючи крок, здійснити посадку, утримуючи вертоліт РЦШ від крен вправо і опускання носа (приземлення станеться з обертанням вліво). Щоб уникнути перекидання необхідно після приземлення зменшити крок до мінімального значення з одночасним виведенням корекції вліво і вимкнути двигуни.

б) в поступальному польоті:

- опустити важіль «крок-газ» вниз до упору з одночасним виведенням корекції вліво (для зменшення реактивного моменту НГ);
- відхиленням РЦШ утримувати вертоліт від опускання носа і крен вправо;

- перейти на планування на режимі самоврацання НГ, не вимикаючи двигунів (при працюючих двигунах легше підібрати майданчик і змінити курс польоту);
- на плануванні збалансувати вертоліт ковзанням (ручкою управління), поступово збільшуючи режим роботи двигунів для зменшення вертикальної швидкості;
- підібрати майданчик і виконати посадку з пробігом, по можливості, проти вітру;
- після приземлення зменшити крок, вивести корекцію вліво і вимкнути двигуни.

### 3. Брак запасів колійного управління.

При технічно справному управлінні може скластися така ситуація, коли тяги РГ буде недостатньо для врівноваження реактивного моменту НГ. Незважаючи на те, що пілот відхилив праву педаль до упору, вертоліт мимовільно розгортається вліво. Виникнення дефіциту тяги, найбільш ймовірно, на висінні, де потрібна максимальна тяга РГ. Така ситуація може виникнути при зниженні ефективності роботи РГ, чому сприяють:

- висока температура повітря;
- низький тиск повітря;
- бічний і попутний вітер.

Ознаки: мимовільний розворот вертольота вліво при положенні правої педалі на упорі, як правило, при виконанні посадки на режимі, близькому до висіння.

Дії пілота:

- негайно, не чекаючи розвороту більш ніж на **40-50°** і збільшення кутової швидкості, зменшити загальний крок і висоту висіння до мінімально можливої **0,2 - 0,3 м** (зменшується реактивний момент НГ);
- після зменшення загального кроку почекати зменшення кутової швидкості обертання і плавно приземлити вертоліт, приземлення станеться з лівим розворотом. Щоб уникнути перекидання після приземлення необхідно за допомогою РЦШ утримувати вертоліт від крену і вимкнути двигуни.

### попередження:

1. При небезпеки зіткнення з перешкодою під час обертання приземлити вертоліт без вичікування зменшення кутової швидкості.
2. Забороняється для припинення розвороту на висінні переводити вертоліт в розгін швидкості.