

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

## **ТЕКСТ ЛЕКЦІЇ**

навчальної дисципліни  
«Принципи польоту: вертоліт Мі-2»  
обов'язкових компонент освітньо-професійної програми першого  
(бакалаврського) рівня вищої освіти

**Аеронавігація**

**за темою № 11 – Відмова двох двигунів**

**Кременчук 2023**

**ЗАТВЕРДЖЕНО**

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

**СХВАЛЕНО**

Педагогічною радою  
Кременчуцького льотного коледжу  
Протокол від 28.08.2023 № 1

**ПОГОДЖЕНО**

Секцією Науково-методичної ради  
ХНУВС з технічних дисциплін  
Протокол від 29.08.2023 № 7

Розглянуто на засіданні циклової комісії Аеронавігації  
протокол від 14.06.2023 № 13

**Розробники:**

*1. Викладач циклової комісії аеронавігації, спеціаліст 2-й категорії Ємець В.В.*

**Рецензенти:**

*1. Викладач циклової комісії аеронавігації, кандидат технічних наук, старший науковий співробітник, професор Тягній В.Г.*

*2. Професор кафедри аеронавігаційних систем навчально-наукового інституту Аеронавігації, електроніки та телекомунікації Національного авіаційного університету, доктор технічних наук, доцент Шмельова Т.Ф.*

### План лекції

1. Фізична сутність самоврацання НВ
2. Аеродинамічні характеристики польоту на режимі самообертання НВ
3. Балансування вертольота при зниженні на режимі самообертання НВ
4. Дії пілота при відмові двох двигунів у польоті з запасом висоти
5. Посадка з пробігом на режимі самообертання НГ
6. Посадка з коротким пробігом на режимі самообертання НВ
7. Посадка без пробігу на режимі самоврацання НВ

### Рекомендована література

#### Основна

1. Зінченко А.Г., Бурсала О.О., Бурсала О.Л. та ін., Аеродинаміка та динаміка польоту вертольота, ч.1. Аеродинаміка вертольота: навч. посіб. – Х.:ХНУПС, 2017.
2. Зінченко А.Г., Бурсала О.О., Бурсала О.Л. та ін., Аеродинаміка та динаміка польоту вертольоту, ч.2. Динаміка польоту вертольота: навч. посіб. – Х.:ХНУПС, 2010.
3. Костенко В.М., Алімпієв А.М., Котов О.Б. та ін., Практична аеродинаміка навчального вертольота Мі-2: підр. – Х.:ХНУПС, 2016
4. Керівництво з льотної експлуатації вертольоту Мі-2.

#### Додаткова

#### Інформаційні ресурси в Інтернеті

## Відмова в польоті двох двигунів

### 1. Фізична сутність самоврацання НВ

Режимом самообертання НВ називається такий режим, при якому НВ приводиться в обертання аеродинамічними силами, що виникають в результаті взаємодії лопатей НВ з потоком, що набігає повітря, т.е. без підведення потужності від двигуна.

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

У моторному польоті на невеликих кутах атаки максимальне звуження цівки повітря обтікають верхню поверхню профілю відбувається на досить великій відстані від носка профілю (рис.1). Там, де максимальне звуження цівок там і 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 на вісь  $x$  і сила опору  $X$  на площину обертання спрямовані проти обертання НВ.

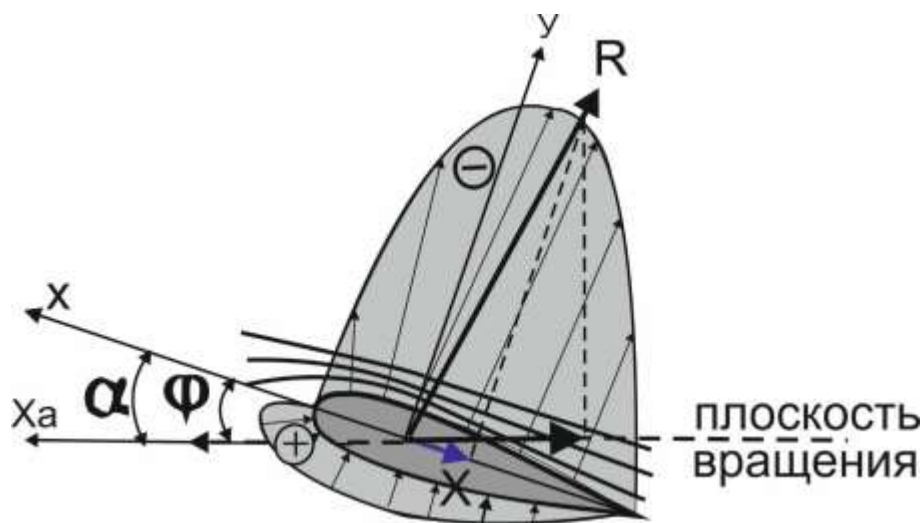


Рисунок 1. Аеродинамічні сили, що діють на профіль у моторному польоті.

У несучих поверхнях з товстими профілями і закругленою передньою кромкою на середніх і великих кутах атаки максимальне звуження цівок повітря обтікають верхню поверхню профілю зміщується в бік носка профілю (рис.2,а), 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 «*підсмоктуюча*» сила.

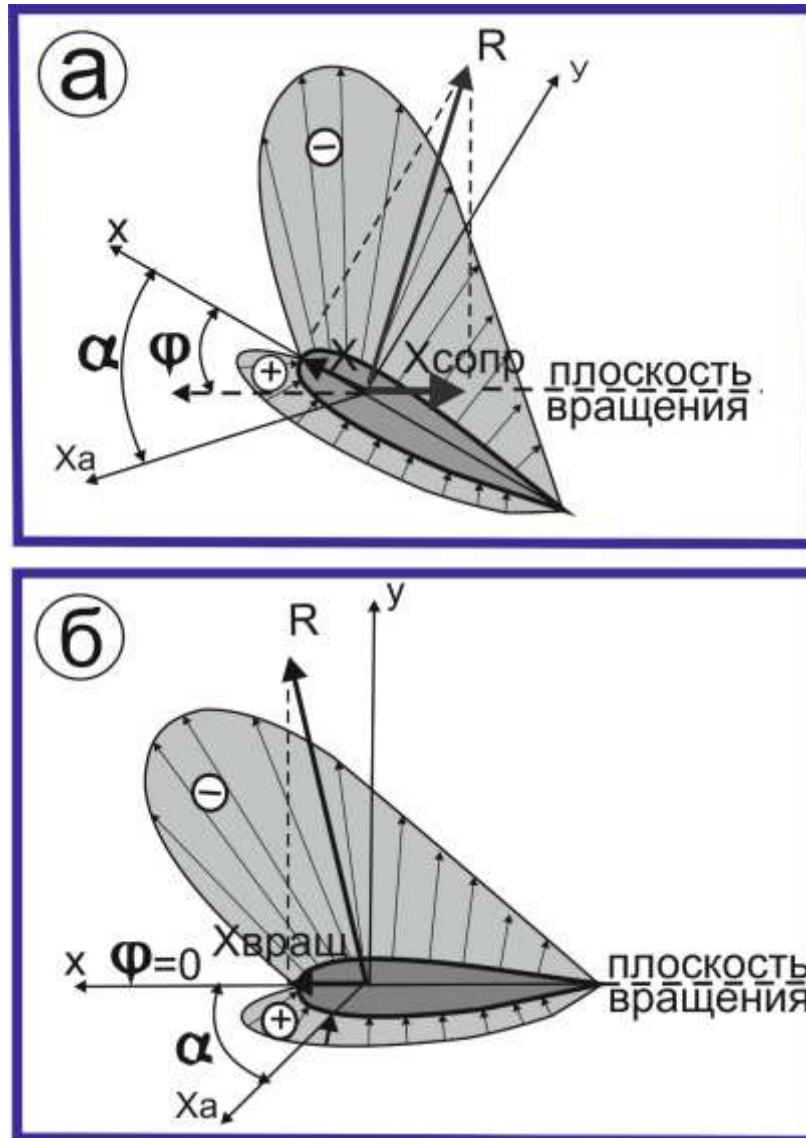


Рисунок 2. Фізична сутність самовраццня несучого гвинта.

У тонких профілів «*підсмоктуюча сила*» відсутня. Тому, для лопатей НВ застосовуються товсті профілі із закругленою передньою кромкою, що володіють ефективною «*підсмоктуючою силою*». Нам важливо знати напрямок проекції сили  $R$  на площину обертання і ми бачимо (рис.2,а), що ця проекція - сила  $X_{conpr}$  направлена в сторону, протилежну обертанню НВ, тобто вона гальмує обертання НВ. При відсутності крутного моменту від двигуна і при бездіяльності пілота, обороти НВ будуть різко зменшуватися. Для виключення такої ситуації пілотові необхідно напрямок хорди профілю поєднати з площиною обертання НВ тобто зменшити інсталяційний кут лопатей  $\phi$  і тоді проекція сили  $R$  на площину обертання НВ  $X_{оберт}$  буде спрямована в бік обертання НВ і при відсутності крутного моменту від двигуна (двигунів) буде обертати НВ в ту ж сторону, як і в моторному польоті (рис.2,б).

## *2. Аеродинамічні характеристики польоту на режимі самообертання НВ*

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

Вертикальна швидкість зниження залежить від величини дефіциту потужності в порівнянні з потрібної потужністю для ДП. Зі збільшенням польотної маси вертольота, висоти польоту, температури повітря збільшується потрібна потужність, зростає дефіцит потужності і вертикальна швидкість зниження. дефіцитпотужності і вертикальна швидкість зниження залежать так само від швидкості польоту (рис.3).

При відсутності поступальної швидкості режим самовращення НВ можливий, але вертикальна швидкість буде дуже велика (рис.3,б;точка1). Мінімальна вертикальна швидкість зниження і, отже, максимальна тривалість зниження виходить при плануванні на економічній швидкості (рис.3,б; точка 2). Найбільша дальність планування (мінімальний кут шиккування -  $\Theta_{min}$ ) виходить на найвигіднішої швидкості (рис.3,б,точка 3), але при цьому вертикальна швидкість буде більше, ніж на економічній швидкості. Вертикальна швидкість зниження так само залежить від частоти обертання НВ.

### **Вертоліт Мі-2:**

- 1.Мінімальна вертикальна швидкість **7,5-8 м/с** досягається при поступальної швидкості **100 км/год** і оборотах НВ - **80 %**
- 2.Максимальна дальність планування досягається при поступальної 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**.

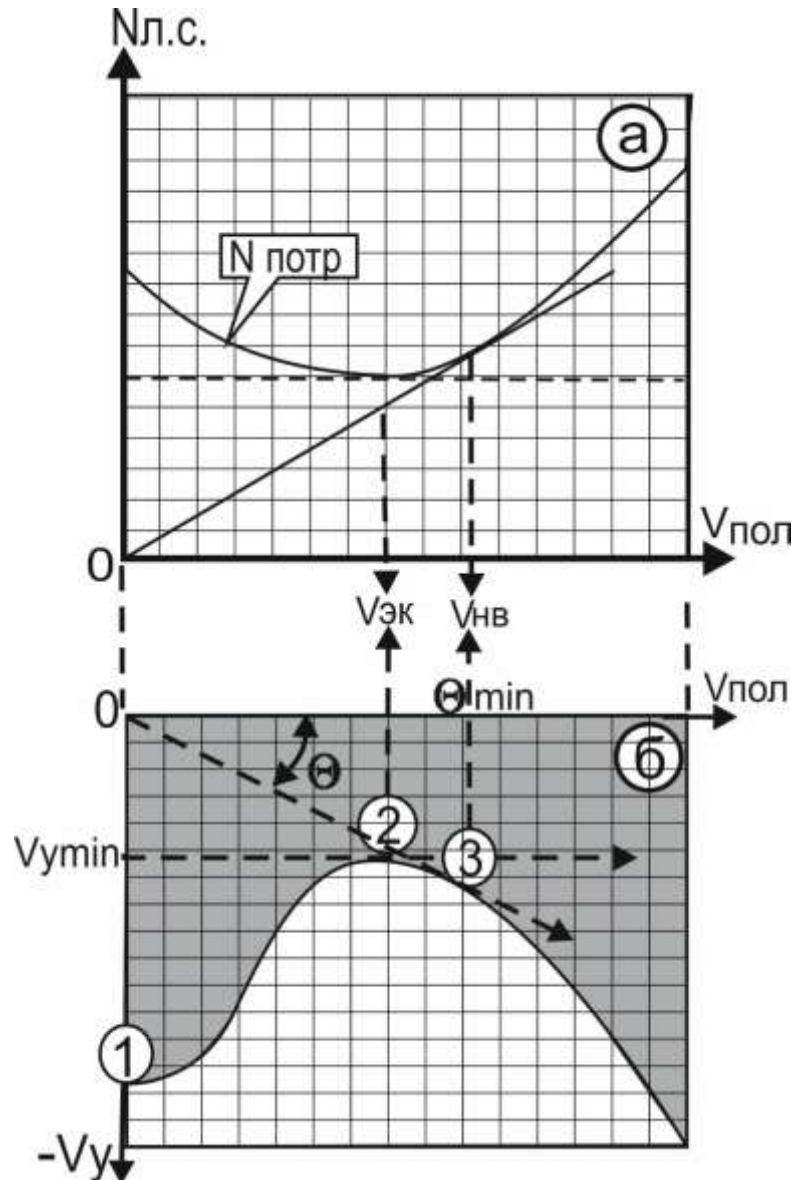


Рисунок 3. Аеродинамічні характеристики вертольота на режимі самоврацєння НВ.

### 3. Балансування вертольота при зниженні на режимі самообертання НВ

Балансування вертольота при сталому зниженні відрізняється від балансування при моторному зниженні.

При поздовжньої балансуванню підйомна сила стабілізатора  $Y_{ст}$  спрямована не вниз а вгору.

Бічне балансування істотно відрізняється тому що зникає реактивний момент від НВ, який розвертає вертоліт ліворуч і за рахунок тертя з'являється момент, який розвертає вертоліт праворуч, і який необхідно врівноважити тягою РВ направивши її в протилежну сторону, в порівнянні з моторним польотом.

Щоб зниження виконувалося без ковзання, необхідно врівноважити  $T_{РВ}$ , відхиливши конус обертання НВ ліворуч для створення бічної сили  $Z$  (рис.4).

Для сталості кута зниження, швидкості і тангажу необхідно збалансувати сили на осях  $Y_a$ ,  $X_a$  і моменти навколо осі  $Z_a$  (рис.4):

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

$$\theta = const \rightarrow \sum F_{Y_A} = Y_A - Y_{CT} - G_{Y_A} = 0: \text{сталість кута зниження}$$

$$\mathcal{G} = const \rightarrow \sum M_{Z_A} = R_{HB} \cdot l_R + M_{Z_{ГШ}} - Y_{CT} \cdot l_{CT} = 0 : \text{сталість тангажу}$$

Для відсутності бічних переміщень і сталості крену необхідно збалансувати сили на осі **Za** і моменти навколо осі **Xa** (рис. 4,б):

$$V_z = 0 \rightarrow \sum F_{z_A} = T_{PB} - Z_A - G_z = 0: \text{відсутність бічних переміщень}$$

$$\gamma = 0 \rightarrow \sum M_{x_A} = T_{PB} \cdot h_{PB} - Z_A \cdot y_T = 0 : \text{сталість кута крену}$$

Для сталості напрямку (курсу) і відсутності ковзання необхідно збалансувати моменти навколо осі  $Y_a$  (рис.4,в):

$$\beta = 0 \rightarrow \sum M_{Y_A} = T_{PB} \cdot l_{PB} - M_{PHB} = 0: \text{відсутність ковзання}$$

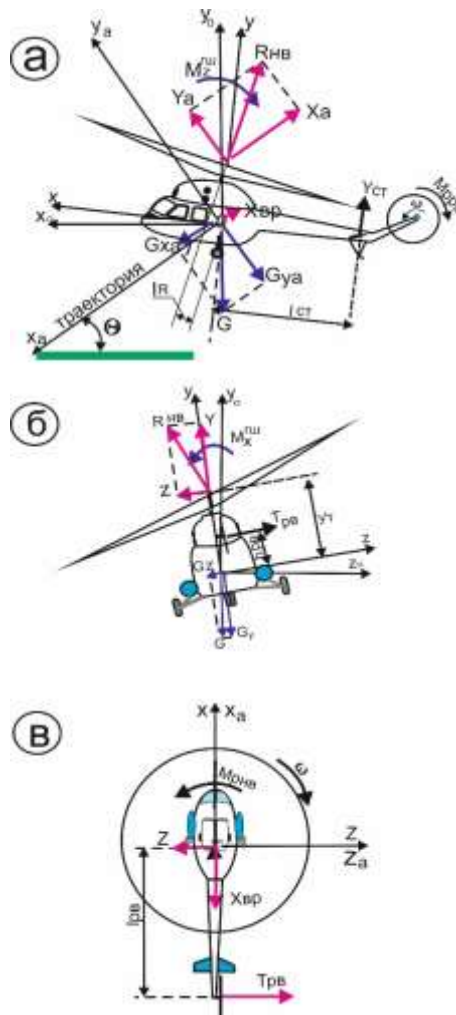


Рисунок 4. Балансування вертольота при зниженні на режимі самообертання НВ.



Обертання НВ 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 НВ, що обертається, збільшуючи крок НВ. Конкретні дії пілота визначаються Керівництвом з льотної експлуатації даного типу вертольота.

При раптовому відмову двох двигунів різко зменшуються обороти НВ і двигуна (двигунів), змінюється рівень шуму, при цьому поведінка вертольоту буде такою:

- Вертоліт розгортається вправо

Причина: зникає реактивний момент НВ, з'являється захоплюючий момент вправо за рахунок тертя в підшипниках, тяга РВ розгортає вертоліт вправо тому вона зменшується повільніше реактивного моменту НВ.

- Вертоліт крениться праворуч

Причина: тяга РВ, що кренить вертоліт ліворуч, зменшується, а конус НВ завалюється вправо через збільшення кута атаки НВ при зниженні і зменшенні частоти обертання НВ.

- Вертоліт опускає ніс

Причина: індуктивний потік від НВ зникає, стабілізатор обдувається повітряним потоком знизу, створюється пікіруючий момент.

- Вертоліт знижується

Причина: до НВ перестала підводитися потужність, зменшується частота обертання НВ, зменшилася тяга НВ.

#### 4. Дії пілота при відмові двох двигунів у польоті з запасом висоти

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

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

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 НВ:
  - зменшити крок НВ до мінімального - перевести вертоліт на режим самоврацання НВ;
  - відхилити РЦШ «до себе» щоб збільшити кут атаки НВ, 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 НВ - **80-84%**.
3. Встановити найвигіднішу швидкість польоту:
  - для отримання мінімальної вертикальну швидкість 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 самоврацання НВ.

*5. Посадка з пробігом на режимі самообертання НГ*

При наявності рівного майданчика довжиною не менше **150 м** з відкритими підходами виконується посадка з пробігом (рис.5):

- 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 НВ 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 НВ не менше  $4-6^\circ$ .

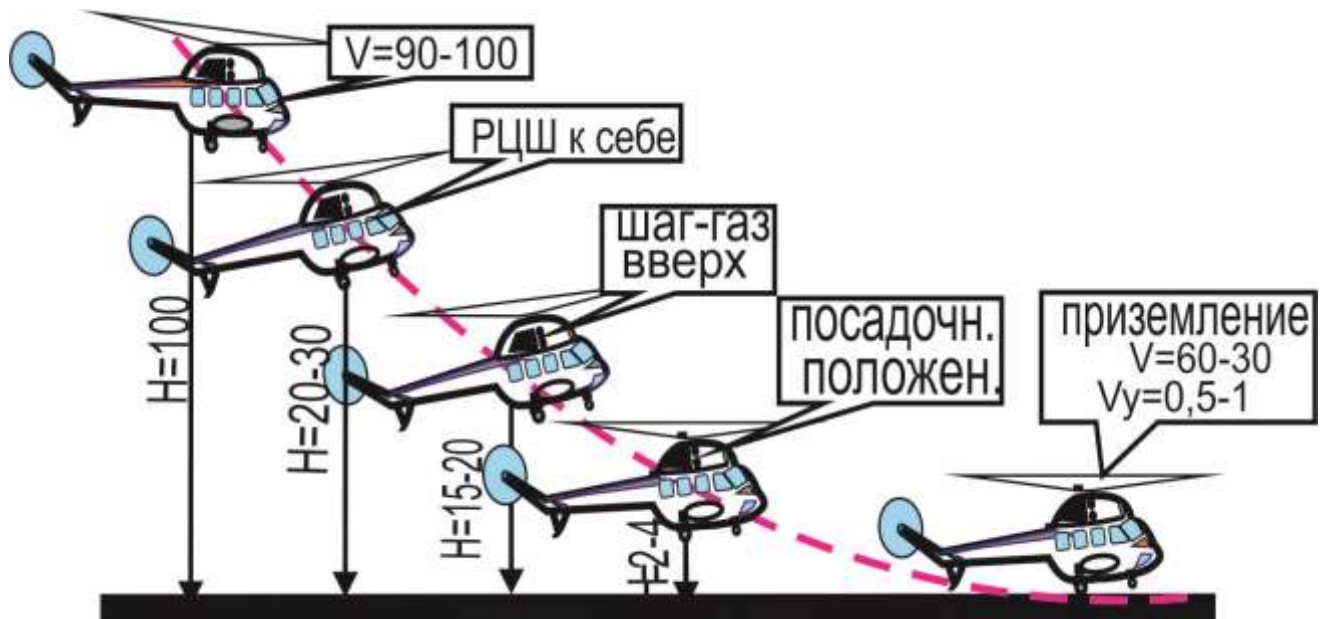


Рисунок 5. Посадка з пробігом на РСНВ

#### 6. Посадка з коротким пробігом на режимі самообертання НВ

При наявності рівного майданчика довжиною менше **150 м**, виконується посадка з коротким пробігом (рис.6):

- 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  **$10-15^\circ$** , з одночасним збільшенням кроку НВ на  **$1,5-2^\circ$** , так щоб на висоті **10-15 м** швидкість була **20-40 км/год**;
- на висоті **15-20 м** виконати енергійний «підрив» загального кроку НВ 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 НВ не менше **4-6°**.

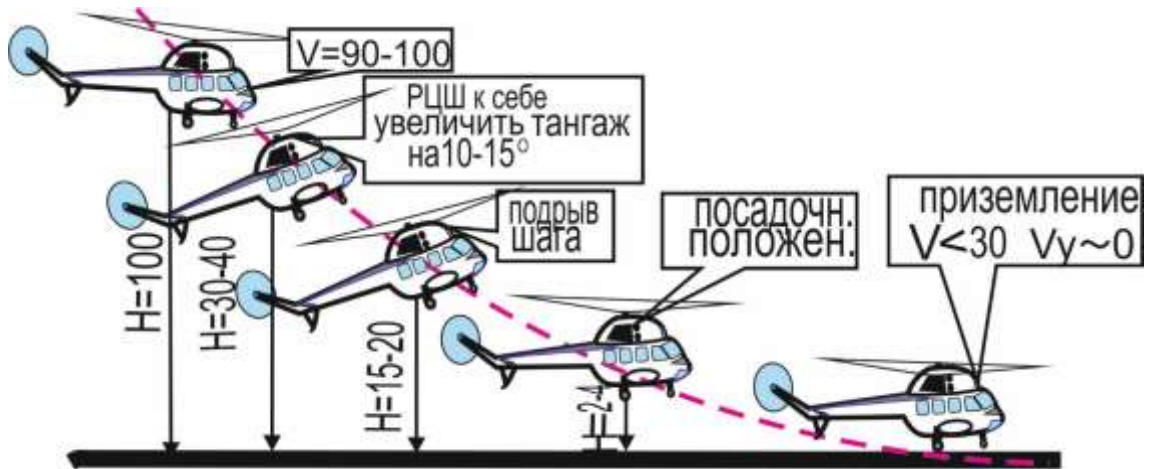


Рисунок 6. Посадка на РСНВ з коротким пробігом.

#### 7. Посадка без пробігу на режимі самоврацання НВ

При відсутності рівного майданчика, коли пілот змушений проводити посадку на пересічену місцевість, виконується посадка без пробігу (рис.7):

- після розрахунку на посадку проти вітру з висоти **100-150м** 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 НВ, 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.

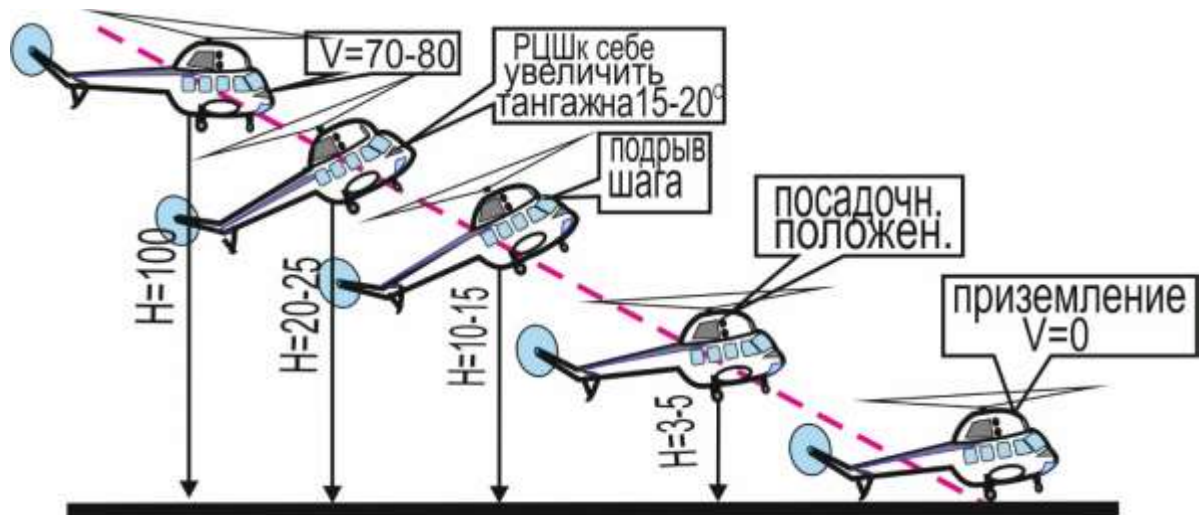


Рисунок 7. Посадка на РСНВ без пробігу