

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

**Кременчук 2023**

**ЗАТВЕРДЖЕНО**

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

**СХВАЛЕНО**

Педагогічною радою  
Кременчуцького льотного коледжу  
Протокол від 28.08.2023 № 1

**ПОГОДЖЕНО**

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

Розглянуто на засіданні циклової комісії Аеронавігації  
протокол від 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. Набір висоти з поступальною швидкістю
  - 1.1 Умови рівноваги
  - 1.2 Поляра набору висоти
2. Зниження з поступальною швидкістю
  - 2.1 Умови рівноваги
  - 2.2 Поляра зниження

## **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**

## 1. Набір висоти з поступальною швидкістю

### 1.1 Умови рівноваги

Набір висоти з поступальною швидкістю - це прямолінійний політ вертольоту з постійною швидкістю і постійним кутом траєкторії  $\Theta$  відносно горизонтальної площини.

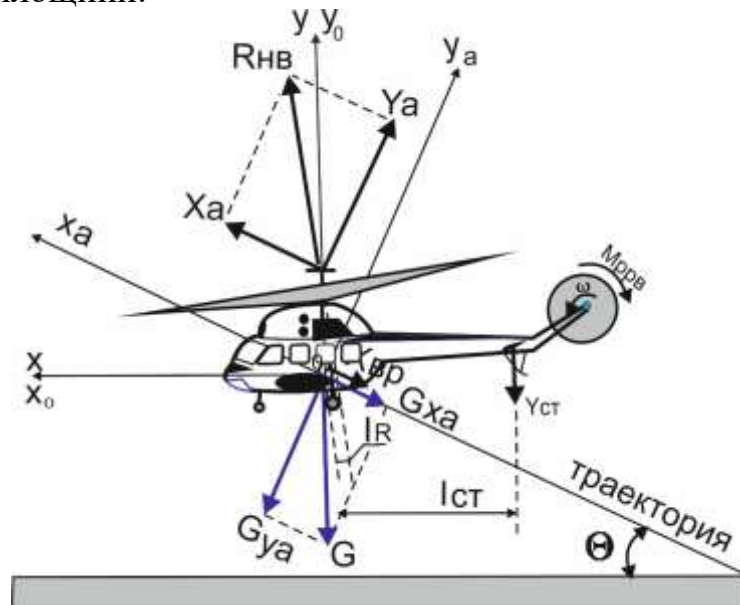


Рисунок 1. Набір висоти з поступальною швидкістю.

Умовами рівноваги польоту в наборі висоти є (рис.1):

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

$$\Theta = \text{const} \rightarrow \sum F_{ya} = Y_A - G_{ya} - Y_{CT} = 0 - \text{сталість кута набору};$$

$$\mathcal{G} = \text{const} \rightarrow \sum M_{za} = Y_{CT} \cdot l_{CT} + M_{прв} - M_{згш} = 0 - \text{сталість тангажу}$$

Потрібна потужність для набору висоти більше потужності, потрібної для ГП:

$$N_{пнв} = N_{гп} + \Delta N ;$$

### 1.2 Поляра набору висоти

Набір висоти рекомендується виконувати на номінальному режимі двигунів. По кривим потрібної і підведений потужності для кожного значення швидкості польоту можна розрахувати надлишок потужності  $\Delta N$  і можливо, в даних умовах, вертикальну швидкість набору висоти (рис.2):

$$\Delta N = N_{пдв} - N_{потр}; V_y = 75 \frac{\Delta N}{G}$$

Чим більше надлишок потужності і менше вага вертольота, тим більше вертикальна швидкість. За результатами розрахунку  $V_y$  для різних швидкостей польоту можна побудувати криву залежності  $V_y$  від  $V_{пол}$ . Ця крива називається

полярою, або указательницею набору висоти (рис.2б). Вертикальна швидкість набору висоти визначає важливу льотну характеристику вертольота – швидкопід'ємність.

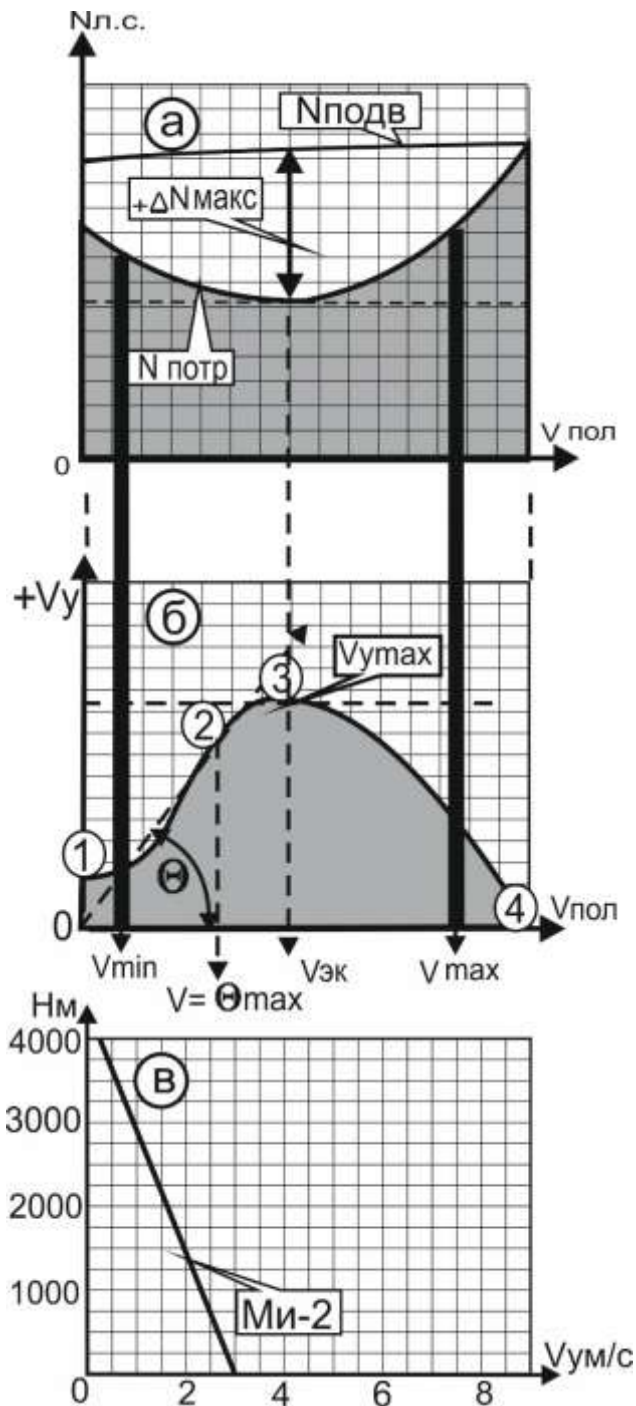


Рисунок 2. Характеристики набору висоти з поступальною швидкістю.

На указательниці набору можна виділити чотири характерні точки:

- 1- визначається при  $V_{пол} = 0$ , вертикальний набір,  $\Delta N = \text{min}$ ,  $V_y$  незначна, потрібно багато потужності.
- 2- визначається як дотична з початку координат, на цій швидкості максимальний кут набору висоти  $\theta = \text{max}$ , в діапазоні дозволених швидкостей

- 3- визначається як дотична паралельна  $V_{пол}$ , максимальний надлишок потужності  $\Delta N = \max$ , максимальна скоропідйомність, мінімальний час набору заданої висоти,  $V_{наб}$  - найвигоднейшая.
- 4- опеделяється по сходженню кривих потрібної і розташовується потужності (рис.2,б), максимальна теоретична  $V_{пол}$ , надлишок потужності - відсутний ( $\Delta N = 0$ ), набір висоти неможливий.

При зміні польотної маси вертольота, висоти польоту і температури повітря, співвідношення потрібної і розташовується потужностей змінюється, а значить зміняться надлишок потужності і величина  $V_y$ .

Вертикальну швидкість в наборі висоти можна визначити за графіком швидкопід'ємності (рис.2,в). На графіку показано зміна  $V_y$  в наборі, в стандартній атмосфері при польотних вазі  $Mi-2 = 3550\text{кг}$ .

Для вертольота  $Mi-2$  найвигіднішої швидкістю набору висоти буде:

Барометрична висота пльоту, м.	Найвигоднейшая швидкість по приладу, км/год.
0-500	110
500-1500	105
1500-2500	95
2500-3500	90
3500-4000	80

При виконанні зльоту в сторону перешкоди, щоб уникнути зіткнення з ним, головним показником набору висоти стає **кут набору**. Для вертольота  $Mi-2$  максимальний кут набору висоти в діапазоні дозволених швидкостей буде на швидкості **60-70 км/год**.

## 2. Зниження з поступальною швидкістю

Зниженням з поступальною швидкістю називається прямолінійний політ з постійною швидкістю по похилій траєкторії. Таке зниження економічніше і безпечніше, ніж вертикальне зниження, при зниженні на швидкості понад 40 км/год виключається потрапляння НВ в режим «вихрового кільця».

### 2.2 Умови рівноваги

Вертоліт може знижуватися по пологій траєкторії з негативним кутом атаки НВ (рис.3,а) або по крутій траєкторії з позитивним кутом атаки НВ (рис.3,б).

При пологом зниженні складова сили ваги  $G_{Xa}$  є рушійною силою, але її недостатньо для подолання шкідливого опору  $X_{BP}$ , для створення рівноваги по швидкості необхідно, щоб пропульсивна сила  $X_a$  була спрямована вперед, як в горизонтальному польоті.

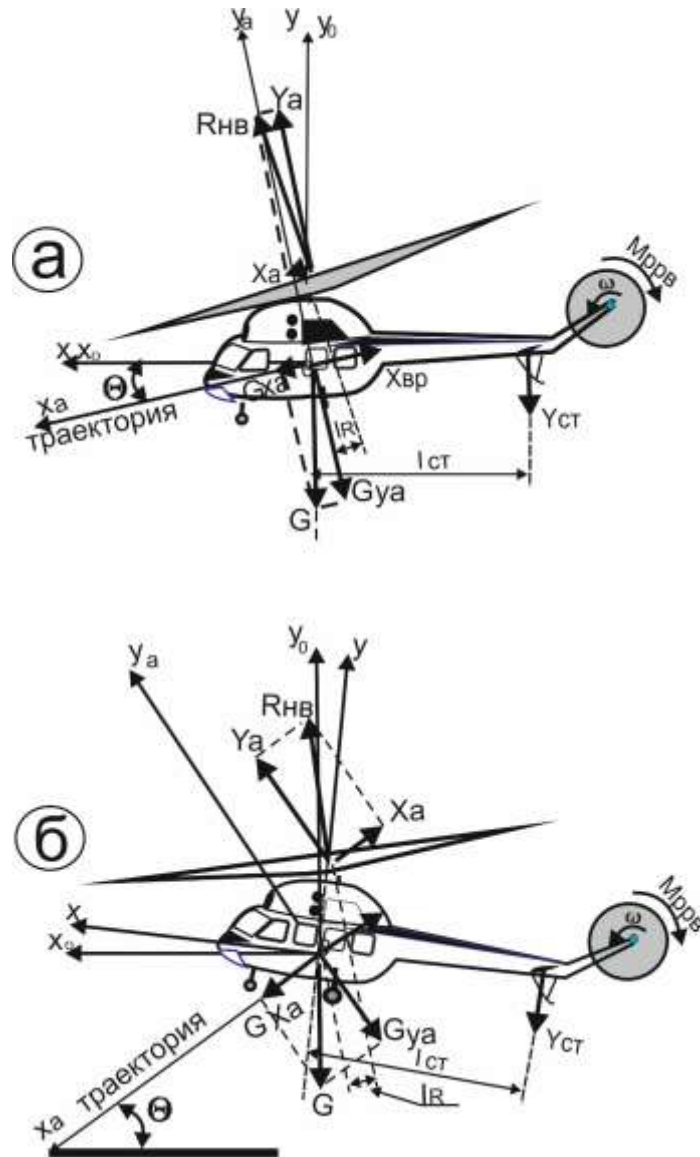


Рисунок 3. Схема сил на зниженні.

## 2.2 Поляра зниження

Умови рівноваги при пологом зниженні (рис.3,а):

$$V = const \rightarrow \sum F_{Xa} = X_A + G_{Xa} - X_{BP} = 0 - \text{сталість швидкості};$$

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

При крутому зниженні складова сили ваги  $G_{Xa}$  також є рушійною силою, але вона більше сили шкідливого опору  $X_{BP}$ , для створення рівноваги по швидкості необхідно, щоб сила  $X_a$  була направлена назад, для гальмування.

Умови рівноваги при крутому зниженні (рис.3,б):

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

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

Потрібна потужність для зниження менше, ніж для горизонтального польоту (рис.3), тому що частина роботи по переміщенню вертольота виконує сила ваги вертольота  $G_{Xa}$ :

$$N_{CH} = N_{потр} - \Delta N;$$

По кривим потрібної і підведений потужності для різних швидкостей польоту розрахуємо  $-\Delta N$  і  $V_y$ .

$$-\Delta N = N_{потр} - N_{пдв}; V_y = 75 \frac{-\Delta N}{G}$$

За результатами розрахунку побудуємо поляра (указательніцу) зниження (рис.29б).

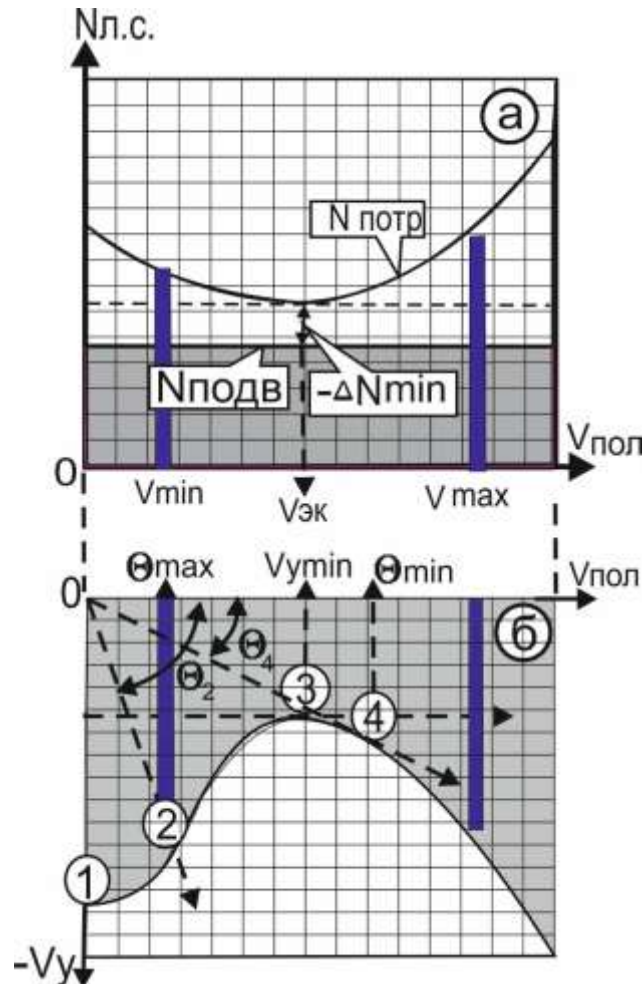


Рисунок 4. Характеристики зниження з поступальною швидкістю.

На указательніце зниження можна виділити чотири характерні точки;



1 - визначається при  $V_{пол} = 0$ , вертикальне зниження, максимальний дефіцит потужності, велика швидкість зниження, для витримування заданої  $V_y$ , потрібно багато потужності;

2 - опеделяється як вертикальна швидкість зниження при мінімальній дозволеній швидкості польоту, максимальний кут зниження  $\Theta_2 = \max$ ;

3 - визначається як дотична паралельна  $V_{пол}$ , мінімальний дефіцит потужності, мінімальна потрібна потужність при заданій  $V_y$ , економічна швидкість є найвигіднішою швидкістю зниження;

4 - визначається як дотична з початку координат, мінімальний кут зниження при заданій потужності  $\Theta_4 = \min$ , максимальна дальність шиккування.

При зміні польотної маси вертольота, висоти польоту або температури повітря, співвідношення потрібної і наявної потужностей змінюється, а значить, зміняться дефіцит потужності ( $-\Delta N$ ) і величина вертикальної швидкості ( $V_y$ ).

Для вертольота **Мі-2** навігдейшімі швидкостями зниження будуть:

Барометрична висота пльоту, м.	Наївигоднейшая швидкість по приладу, км/год.
4000-3500	80
3500-2500	90
2500-1500	95
1500-500	105
500-0	110

На вертольоті Мі-2 зниження з працюючими двигунами виконується в дозволеному в діапазоні швидкостей від мінімальної до максимальної для даної висоти.