

**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 № 6 – Горизонтальний політ

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. Умови рівноваги в горизонтальному польоті
2. Аналіз горизонтального польоту за допомогою балансу потужностей
3. Вплив експлуатаційних факторів на характерні швидкості горизонтального польоту
4. Діапазон висот і швидкостей горизонтального польоту
5. Обмеження польотів на малих висотах
6. Перший і другий режими усталеного горизонтального польоту
7. Дальність і тривалість горизонтального польоту

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

- позитивний (на кабрірування): $Y_{cm} \cdot l_{cm}$;
- негативний (на пікірування): $R_{HB} \cdot l_R$.

Крім того, на вертоліт буде діяти реактивний момент від рульового гвинта M_{pPB} , дія якого спрямована в бік, протилежний обертанню гвинта - на кабірування.

З огляду на те, що сила R_{HB} відхилена від осі обертання НВ на кут δ_z , то в бік відхилення R_{HB} від осі обертання, навколо осі $0-z_a$ виникне момент від рознесення горизонтальних шарнірів $M_{zГШ}$ - на пікірування.

За схемою поздовжнього рівноваги ми можемо проаналізувати умови рівноваги по висоті польоту, за швидкістю і по тангажу:

$$V = \text{const} \rightarrow \sum F_{X_a} = X_a - X_{ep} = 0;$$

$$H = \text{const} \rightarrow \sum F_{Y_a} = Y_a - G - Y_{CT} = 0;$$

$$\theta = \text{const} \rightarrow \sum M_{Z_a} = M_{pPB} + Y_{CT} \cdot l_{CT} - M_{zГШ} - R_{HB} \cdot l_R = 0$$

1.2 Поперечна рівновага без крену з ковзанням ^{*1}

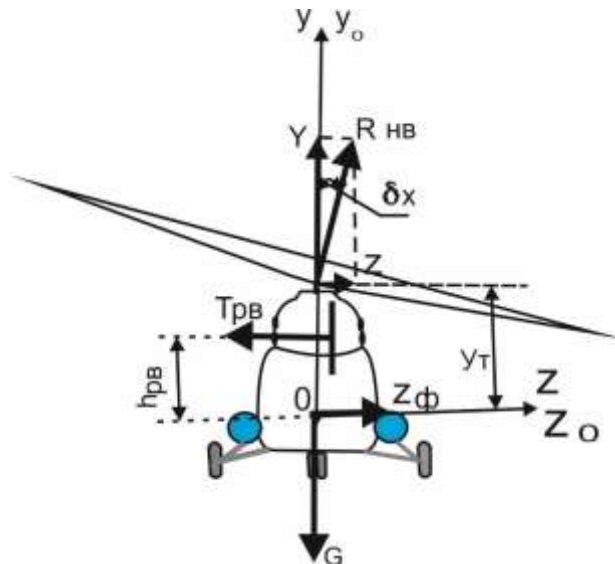


Рисунок 2. Поперечна рівновага без крену з ковзанням.

Для аналізу поперечної рівноваги (рис.2) використовуємо пов'язану систему координат тому в цій системі простіше аналізувати поперечну рівновагу.

Сили, що діють на вертоліт, напрямом дії яких не збігається з напрямком осей $0-z$ і $0-y$, необхідно розкласти на складові, напрямом яких збігається з напрямком пов'язаних осей координат. Силу R_{HB} для спрощення аналізу розкладемо на бічну силу Z і силу Y .

Напрямки сил G і Y збігається з віссю $0-y$, а напрямки сил T_{PB} , Z і Z_ϕ збігається з віссю $0-z$.

Дія сил T_{PB} і Z проходить не через центр ваги вертольота і тому вони створюють моменти:

¹ Питання, що помічені зіркою (*) вивчаються самостійно

1.4 Поперечна рівновага з креном без ковзання*

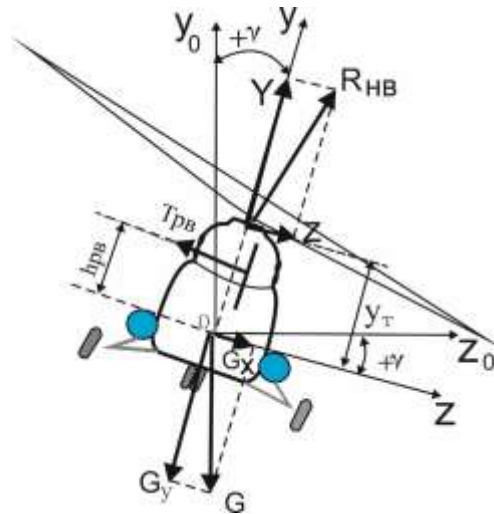


Рисунок 4. Поперечна рівновага з креном без ковзання.

Аналіз поперечної рівноваги з креном без ковзання (рис.4) аналогічний рівноваги без крену з ковзанням. Силу R_{HB} розкладемо в зв'язаній системі координат на бічну силу Z і силу Y . Силу ваги G розкладемо на складові: G_Z і G_Y . Напрямок сил Y і G_Y збігаються з віссю $0-y$, а напрямки сил T_{PB} , Z і G_Z збігаються з віссю $0-z$.

Дія сил T_{PB} і Z проходить не через центр ваги вертольота і тому вони будуть створювати моменти:

- позитивний, на створення правого крену: $Z \cdot y_T$;
- негативний, на створення лівого крену: $T_{PB} \cdot h_{PB}$.

З огляду на те, що сила R_{HB} відхилена від осі обертання НВ на кут δ_x , то в бік відхилення R_{HB} від осі обертання, навколо осі $0-x$ виникне момент горизонтальних шарнірів $M_{xГШ}$ - на створення правого крену.

За схемою ми можемо проаналізувати умови поперечної рівноваги:

$$V_z = 0 \rightarrow \sum F_z = Z + G_Z - T_{PB} = 0;$$

$$\gamma = \text{const} \rightarrow \sum M_x = Z \cdot y_T + M_{xГШ} - T_{PB} \cdot l_{PB} = 0$$

1.5 Шляхова рівновага без ковзання*

Аналіз колійного рівноваги без ковзання (рис.5) аналогічний подорожнього рівноваги з ковзанням:

- на вертоліт діє реактивний момент НВ який є позитивним, розгортає вертоліт вліво;
- напрямки сил Z і T_{PB} збігаються з напрямком осі $0-z$, а напрямки сил X_{BP} і X_{BP} збігаються з напрямком осі $0-x$. Сили Z і X_{BP} проходять через центр ваги вертольота і не створюють моментів, а сила T_{PB} не проходить через центр ваги і

створює негативний момент $T_{PB}l_{PB}$, який розвертає вертоліт вправо. Вертоліт буде збалансовуватися без ковзання.

За схемою колійного рівноваги можлови проаналізувати умови рівноваги за кутом ковзання:

$$\beta=0 \rightarrow \sum M_Y = M_{pHB} - T_{PB} \cdot l_{PB} = 0$$

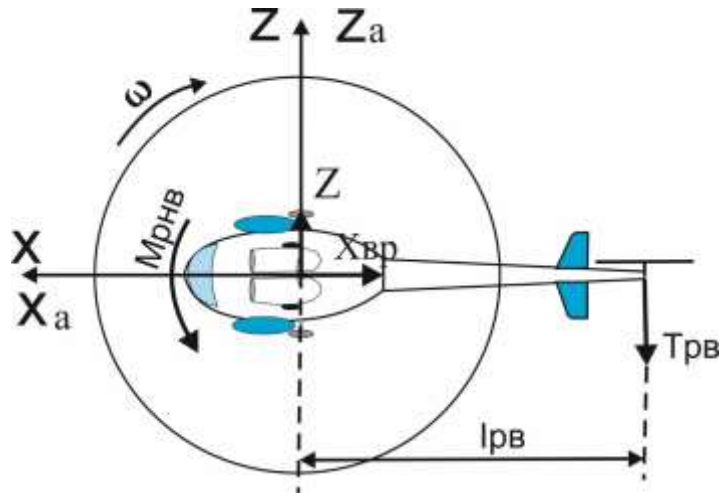


Рисунок 5. Шляхова рівновага без ковзання.

Висновок: Бічну рівновагу без ковзання можливо здйснувати тільки з правим креном.

2. Аналіз горизонтального польоту за допомогою балансу потужностей
(Криві М. Є. Жуковського)

Показником потужності двигуна є ефективна потужність (N_e) - ця потужність знімається з вала двигуна (вільної турбіни) при роботі двигуна на злітному режимі. Через мали швидкості польоту N_e від швидкості польоту практично не змінюється. Оскільки при передачі потужності від двигуна до НВ існують витрати (тертя в трансмісії, приводи агрегатів, обертання РВ і ін.), то не вся потужність від двигуна доходить до валу НВ.

Потужність, що дійшла до валу НВ, називається наявною потужністю (N_P)

$$N_P = N_e - \sum \Delta N_i = \xi_M \cdot N_e$$

де: $\sum \Delta N_i$ - сума всіх витрат потужності;

ξ_M - коефіцієнт використання потужності.

На висінні $\xi_M = 0,82$, а на максимальній швидкості $\xi_M = 0,92$.

Зі збільшенням швидкості польоту N_P незначно зростає через зменшення витрат на обертання РВ тому що при збільшенні $V_{пол}$ потрібна менша $T_{РВ}$ в порівнянні з висінням (рис.6). Зі збільшенням висоти польоту або з підвищенням температури повітря, N_P змінюється аналогічно зміні Ne .

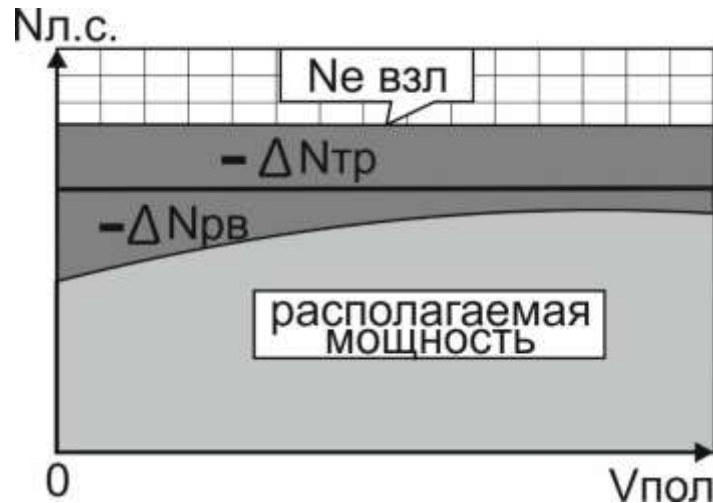


Рисунок 6. Наявна потужність.

Потужність, яку необхідно підвести до НВ для виконання ГП на заданій висоті і з заданою швидкістю, називається потрібною потужністю ($N_{пп}$).

Потрібна потужність (рис.7г) витрачається на:

- подолання профільного опору НВ ($N_{проф}$), зі збільшенням швидкості профільне опір збільшується (Рис.7а);
- створення підйомної сили ($N_{нд}$), зі збільшенням швидкості потужність, що витрачається на створення підйомної сили зменшується за рахунок ефекту косою обдування НВ (рис.7б);
- на подолання шкідливого опору фюзеляжу - потужність руху (N_{dv}), зі збільшенням швидкості зростає опір фюзеляжу, а значить і зростає потужність на його подолання (рис. 7в).

$$N_{пп} = N_{проф} + N_{нд} + N_{dv}$$

При збільшенні $V_{пол}$ від 0 до економічної швидкості ($V_{ЕК}$) потрібна потужність зменшується за рахунок зниження $N_{нд}$, а при збільшенні швидкості більш $V_{ЕК}$ потрібна потужність для ГП збільшується за рахунок збільшення профільного опору лопатей НВ ($N_{проф}$) і опору планера вертольоту (N_{dv}).

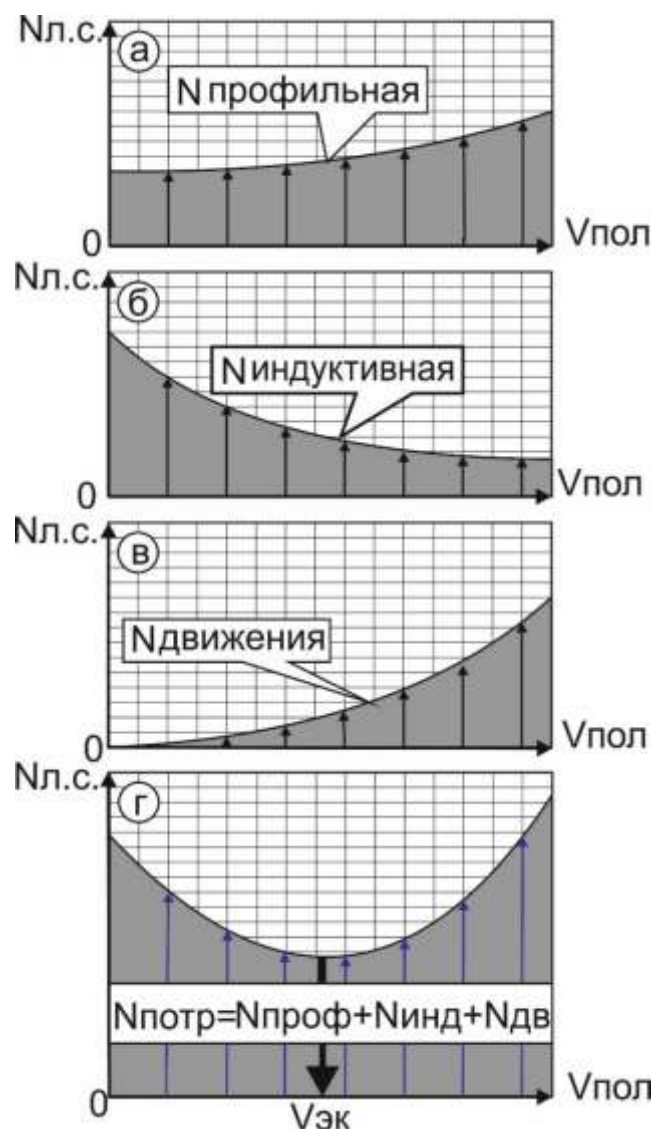


Рисунок 7. Потрібна потужність.

3. Характерні швидкості горизонтального польоту

Виконаємо аналіз зміни кривих потрібної $N_{пгп}$ і наявна N_p потужностей при зміні швидкості польоту в умовах стандартної атмосфери.

Для виконання ГП на заданій швидкості необхідно за допомогою важеля «крок-газ» підвести до НВ необхідну потужність ($N_{подв}$), рівну потрібній потужності для даних умов на заданій швидкості

$$N_{подв} = N_{пгп}$$

на кривій $N_{пгп}$ визначаємо сім характеристик точок (рис.8):

-точка 1. Висіння, $V=0$ (окремий випадок ГП) висіння можливо, якщо є надлишок потужності ($\Delta N = N_p - N_{потр}$), він необхідний для набору заданої висоти висіння і парирування можливих відхилень вертольоту під дією сил, що збурюють;

- точка 2. Відповідає мінімально-допустимій швидкості ГП, яка визначається керівництвом з льотної експлуатації даного типу вертольоту, а для Ми- 2:

$$V_{MIN} = 40 \text{ км / год.}$$

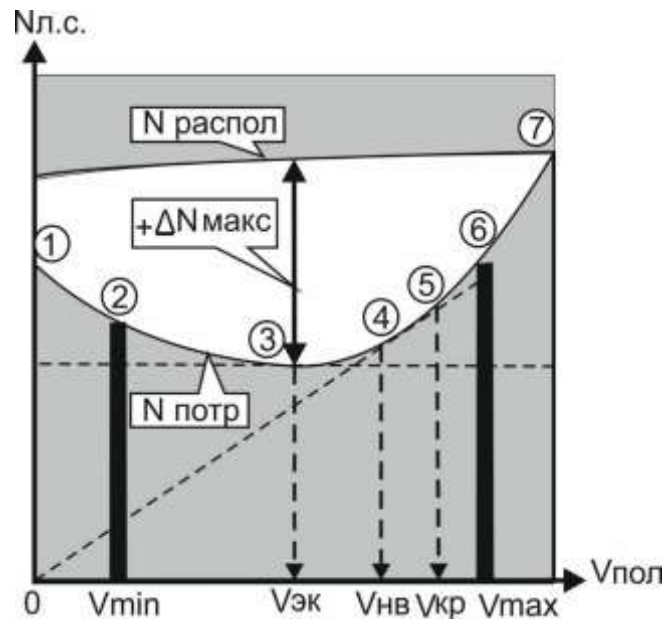


Рисунок 8.

- **точка 3.** Відповідає економічній швидкості ($V_{ЕК}$). Вона визначається проведенням дотичної до кривої $N_{ппп}$ паралельної осі швидкостей. На цій швидкості мінімальна потрібна потужність для ГП, отже, найменша часова витрата палива і найбільша тривалість польоту, для Мі-2: $V_{ЕК} = 100 \text{ км/год.}$
- **точка 4.** Відповідає найвигіднішій швидкості польоту – ($V_{НВ}$). Вона визначається проведенням дотичній з початку координат до кривої $N_{ппп}$. На цій швидкості на вертольотах з поршневими двигунами виходить мінімальна кілометрова витрата палива, тобто забезпечується максимальна дальність польоту. На вертольотах з газотурбінними двигунами вона є найвигіднішою при зниженні на режимі самоврацання НВ для отримання максимальної дальності планування, для Мі-2: $V_{НВ} = 140 \text{ км/год.}$
- **точка 5.** Відповідає крейсерській швидкості польоту - $V_{кр}$, на цій швидкості виконуються тривалі польоти за маршрутом. На вертольотах з газотурбінними двигунами на цій швидкості мінімальна кілометрова витрата палива. Визначається як точка перетину кривої потужності, що відповідає крейсерському режиму двигунів з кривою $N_{ппп}$. Для вертольота Мі-2: $V_{кр} = 180 \text{ км/год.}$
- **точка 6.** Відповідає максимально-допустимій швидкості ГП, яка визначається керівництвом з льотної експлуатації даного типу вертольота, для Ми- 2: $V_{max} = 210 \text{ км/год.}$
- **точка 7.** Відповідає максимальній-теоретичній швидкості польоту - $V_{max.теор.}$, визначається як точка перетину кривих $N_{ппп}$ і N_p . Політ на $V_{max.теор.}$ заборонений.

Значення характерних швидкостей для ГП змінюються, якщо змінюються експлуатаційні фактори - висота польоту, температура зовнішнього повітря або вага вертольота.

*3. Вплив експлуатаційних факторів на характерні швидкості горизонтального польоту**

Наявна потужність змінюється відповідно до висотної характеристики двигуна. Потрібна потужність змінюється в залежності від висоти польоту, температури повітря і ваги вертольота. При збільшенні висоти польоту зменшується щільність повітря, тому потрібна потужність для ГП збільшується. Розглянемо, як змінюються характерні швидкості при польоті на різних висотах (рис.9):

- крива 1 - висота польоту близька до рівня моря, вертоліт здатний виконувати висіння, вертикальний набір висоти і ГП від $V = 0$ до V_{1max} ;
- крива 2 - висота польоту дорівнює статичної стелі вертольота, вертоліт не здатний виконувати вертикальний набір висоти, може виконувати ГП від $V = 0$ до V_{2max} ;
- крива 3 - висота польоту вище статичного стелі і нижче динамічного стелі, вертоліт не здатний виконувати висіння, може виконати ГП від V_{3min} до V_{3max} ;
- крива 4 - висота польоту дорівнює динамічної стелі (максимальна теоретична висота польоту) вертоліт здатний виконувати ДП тільки на одній швидкості $V_{4min} = V_{4max}$.

Аналізуючи ці криві потрібних і наявних потужностей на різних висотах польоту можна зробити висновок що:

- з збільшенням висоти до висоти статичної стелі польоту V_{max} зменшується, а V_{min} збільшується;
- на висоті динамічного стелі $V_{min} = V_{ек} = V_{max}$ - політ можливий тільки на одній швидкості.

Аналогічні зміни характерних швидкостей ГП відбуваються при підвищенні температури зовнішнього повітря і при збільшенні ваги вертольота.

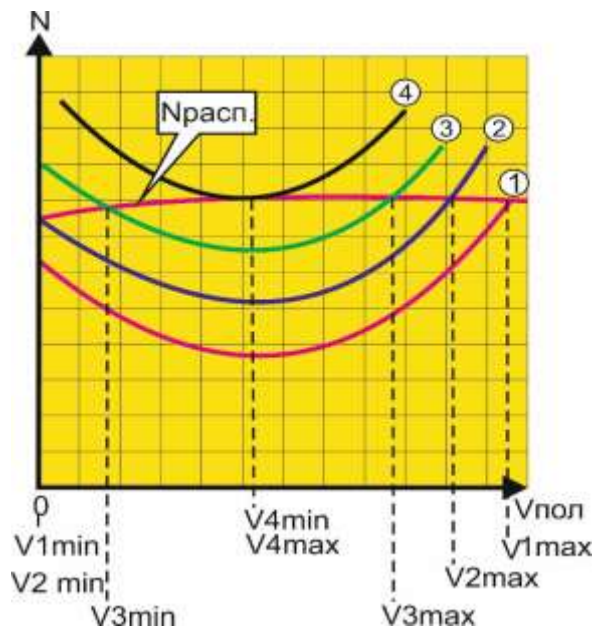


Рисунок 9. Вплив висоти польоту на характерні швидкості ГП при постійній польотній масі вертольоту.

4. Діапазон висот і швидкостей горизонтального польоту

За результатами розрахунків побудуємо криву $N_{расп}$ і криві $N_{нотр}$ для польоту на висотах: 0м; 1000м; 2000м; 3000м; 4000м; 4500м. в умовах стандартної атмосфери (рис 10а). За перетинання кривих $N_{нотр}$ з кривою $N_{расп}$ визначимо V_{min} і V_{max} для розглянутих висот, перенесемо ці значення на рис. 10б і побудуємо криву, що показує теоретичні можливості польоту вертольота за швидкістю на різних висотах.

Аналіз теоретичної кривої (рис.10б):

- ділянка 1-2 - мінімальна швидкість дорівнює нулю, потрібна потужність менше злітної (наявної);
- точка 2 - максимальна висота, на якій теоретично вертоліт може виконувати висіння (теоретична статична стеля) потрібна потужність дорівнює злітної;
- ділянка 2-3 - мінімальна швидкість, на якій можливий горизонтальний політ, на меншій швидкості вертоліт, навіть теоретично, не зможе виконувати горизонтальний політ, тому потрібна потужність більше злітної;
- точка 3 - максимальна висота польоту, теоретична динамічна стеля вертольота, на цій висоті вертоліт теоретично може виконувати ГП лише на економічній швидкості, вона ж буде і мінімальної та максимальної. На більшій висоті вертоліт, навіть теоретично, не зможе здійснювати ГП, тому немає запасу потужності, використаний злітний режим;
- ділянка 3-4 - максимальна швидкість, на якій можливий горизонтальний політ, на більшій швидкості потрібна потужність більше злітної - політ можливий тільки зі зниженням.

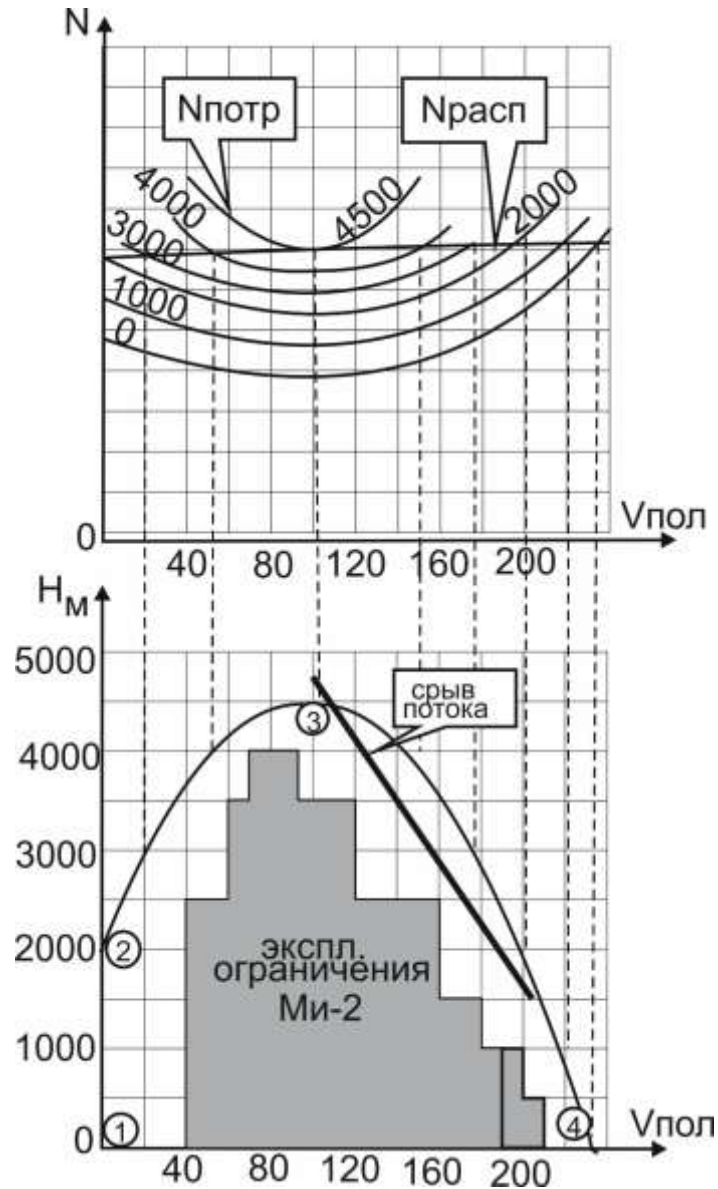


Рисунок 10. Діапазон висот і швидкостей горизонтального польоту.

Діапазон висот і швидкостей змінюється при зміні експлуатаційних факторів, збільшення температури повітря, зменшення тиску і збільшення ваги вертольота призводять до зменшення статичної і динамічної стель, до збільшення мінімальної і зменшення максимальної швидкості польоту.

Польоти на граничних швидкостях і висотах вважаються, як польоти на критичних режимах і в льотній практиці заборонені. Тому, для забезпечення безпеки польотів, керівництво з льотної експлуатації вводить експлуатаційні обмеження по висоті і швидкості з урахуванням запасу на випадок помилок показчика швидкості, відхилень в пілотуванні і т.д.

При польотах на вертольоті Мі-2:

Мінімальна швидкість на малих висотах до 1500м. обмежується через підвищену тряски, на це не розрахована міцність конструкції вертольота, складності пілотування (погана стійкість і керованість), нестійких показання показчика швидкості, а на великих висотах по відсутності запасу потужності. Швидкості менше мінімально-допустимих неминучі при зльоті та посадці, однак вертоліт знаходиться на цих режимах короткочасно.

Максимальна швидкість на малих висотах до 1500м. обмежується по міцності конструкції вертольота тому велика щільність повітря створює великі навантаження. Максимальна швидкість на великих висотах обмежується через появу зриву потоку у відступаючої лопаті в азимут 270 ° тому через малу щільність повітря лопаті знаходяться на великих настановних кутах (великий крок НВ) і зі збільшенням висоти зрив потоку настає на меншій швидкості. Через збільшення зони зворотного обтікання і появи стрибків ущільнення у наступаючої лопаті в азимут 90 °. Перевищення максимально допустимої швидкості призводить до підвищення вібрації і погіршення керованості і стійкості вертольота.

Пілотові категорично забороняється порушувати експлуатаційні обмеження вводяться Керівництвом з льотної експлуатації даного типу вертольота.

Висота польоту, м	Максимальна швидкість, км/год	Максимальна швидкість, км/год	Мінімальна швидкість, км/год
	$t_{\text{НВ}} < \text{станд.}$	$t_{\text{НВ}} > \text{станд.}$	
0 - 500	210	190	40
500 - 1000	180	180	40
1000 - 1500	180	180	40
1500 - 2500	160	160	40
2500 - 3500	120	120	60
3500 - 4000	90	90	70

*5. Обмеження польотів на малих висотах**

Польоти на малих висотах виконуються в навчальних цілях і при виконанні спеціальних робіт. Польоти на малій висоті над перетнутою місцевістю необхідно виконувати без впливу «повітряної подушки» на висоті не менше **20 м** і на швидкості, що забезпечує стійкий режим косого обтікання НВ, щоб забезпечити хорошу керованість вертольота при дії низхідних і висхідних потоків повітря, а так само щоб уникнути різкого зниження

вертольота при прольоті над поглибленням через зникнення повітряної подушки, а на Мі-2 $V_{пол} > 50 \text{ км/год}$.

Всі польоти на малій висоті необхідно виконувати так, щоб уникнути тривалого перебування в небезпечних зонах (рис.11).

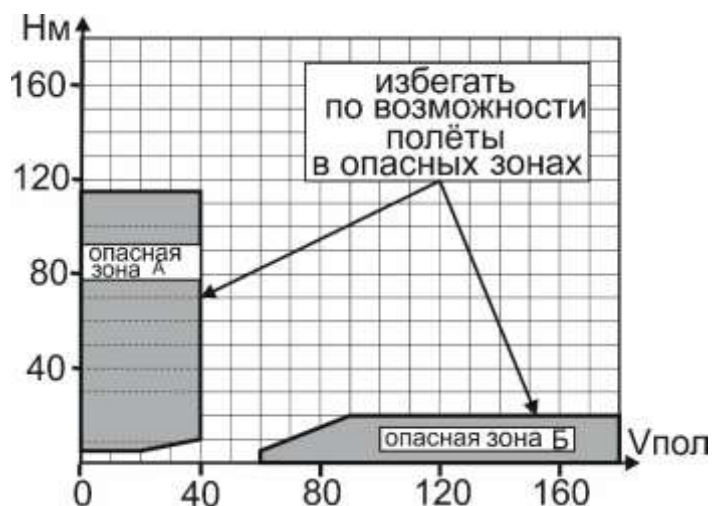


Рисунок 11. Небезпечні зони «висота-швидкість».

У разі відмови одного або двох двигунів в зоні «А» вертоліт не встигне набрати поступальну швидкість для безпечної посадки, а в зоні «Б» - не встигне погасити поступальну швидкість. Траєкторія зльоту і посадки не повинна проходити через небезпечні зони. Польоти в небезпечних зонах не заборонені і можуть виконуватися з навчальною метою або через виробничу необхідність, коли виконати зліт або посадку не заходячи в небезпечну зону неможливо.

6. Перший і другий режими усталеного горизонтального польоту*

В основу поділу режимів ГП на 1-й і 2-й покладено дослідження стійкості і рівноваги поздовжніх сил X_a і $X_{вр}$ за умови витримування пілотом постійної висоти польоту. Межею поділу режимів ГП є економічна швидкість $V_{ек}$.

Перший режим - політ на швидкості від $V_{ек}$ до V_{max} . Другий режим - політ на швидкості від $V=0$ до $V_{ек}$. Для виконання ГП необхідно підвести потужність, яка рівна потрібної для даної висоти і швидкості. Сталий ГП при даній потужності, що підводиться, може бути виконаний на двох швидкостях $V1$ і $V4$, (точки А і Б рис.12).

Аналіз польоту в точці «А» при $V_{пол} = V1$ (І режим):

- 1) При випадковому зменшенні швидкості польоту $V3 < V1$ pojawíться надлишок потужності ($+ \Delta N$), тобто потужність, що підводиться, буде більше потрібної і вертоліт почне збільшувати висоту польоту. Для відновлення колишньої швидкості $V1$ і висоти пілоту досить відхилити РЦШ «від себе», що призведе до зменшення висоти і збільшення швидкості, початковий режим відновиться.
- 2) При випадковому збільшенні швидкості польоту $V2 > V1$ з'явиться недолік потужності ($- \Delta N$), тобто потужність, що підводиться, буде менше потрібної і

вертоліт почне зменшувати висоту польоту. Для відновлення колишньої швидкості $V1$ пілоту досить відхилити РЦШ «до себе», що приведе до збільшення висоти і зменшення швидкості, початковий режим відновиться.

При польоті на швидкості більше економічної вертоліт стійкий по висоті і швидкості, пілотування не складне.

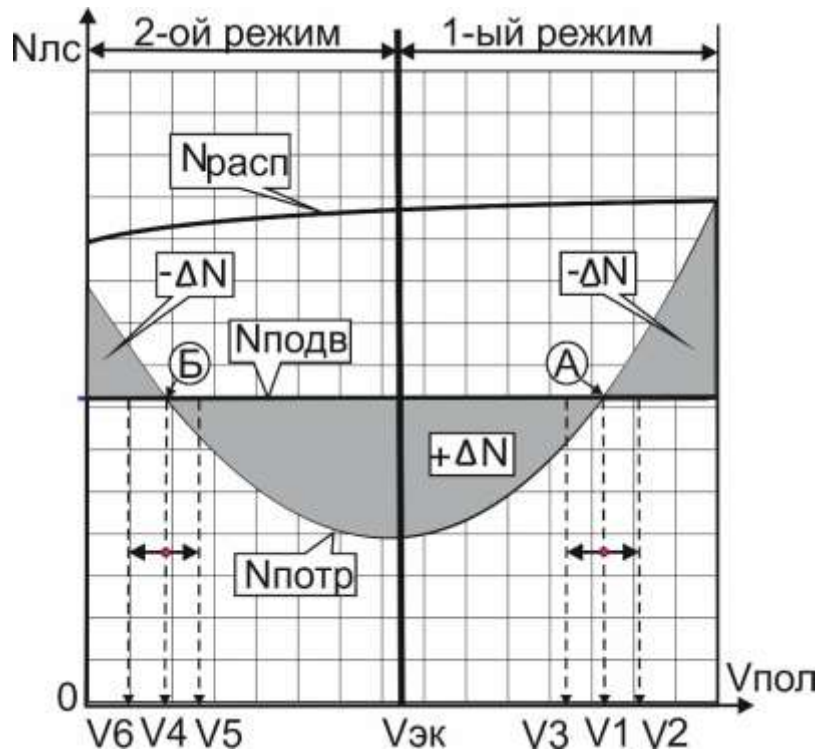


Рисунок 12. Перший і другий режими горизонтального польоту.

Аналіз польоту в точці «Б» при $V_{пол} = V4$ (II режим):

- 1) При випадковому зменшенні швидкості польоту $V6 < V4$ з'явиться недолік потужності ($-\Delta N$), тобто потужність, що підводиться буде менше потрібної і вертоліт почне зменшувати висоту польоту. Для відновлення колишньої швидкості $V4$ пілоту необхідно відхилити РЦШ «від себе», але висота при цьому буде ще більше зменшуватися, тому немає надлишку потужності. Для відновлення висоти пілоту необхідно відхилити вгору важіль «крок-газ», відхилити праву педаль і після досягнення заданої швидкості $V4$ і заданої висоти важелі управління і педалі повернути в початкове положення.
- 2) При випадковому збільшенні швидкості $V5 > V4$ з'явиться надлишок потужності ($+\Delta N$), тобто потужність, що підводиться буде більше потрібної та вертоліт почне набирати висоту польоту. Для відновлення колишньої швидкості $V4$ пілоту необхідно відхилити РЦШ «до себе», але висота при цьому буде ще більше збільшуватися. Для відновлення висоти пілоту необхідно відхилити вниз важіль «крок-газ», відхилити ліву педаль і після досягнення заданої швидкості $V4$ і заданої висоти важелі управління і педалі повернути в початкове положення.

При польоті на швидкості менше економічної вертоліт не стійкий по висоті і швидкості, пілотування вимагає підвищеної уваги, особливо при польоті в бовтанку і на малій висоті.

7. Дальність і тривалість горизонтального польоту

Дальність польоту - це відстань, яке може пролетіти вертоліт від місця зльоту до місця посадки.

Тривалість польоту - це час перебування вертольота в польоті, тобто час між зльотом і посадкою.

Дальність і тривалість польоту залежать від кількості палива на вертольоті і від економічності його витрачання. Кількість палива на вертольоті залежить від ємності паливних баків і від ваги вантажу, що перевозиться, чим більше вага вантажу, тим менше палива можна залити в баки, щоб не перевищити максимально-допустима вага вертольота.

Економічність витрати палива залежить від конструкції двигуна, польотного ваги вертольота і режиму роботи двигунів Крім того, можуть відбутися відхилення від заданого маршруту через навігаційних помилок, через зміни швидкості і напрямку вітру і т.д. тому при визначенні можливостей вертольота по дальності і тривалості польоту необхідно враховувати як різні експлуатаційні фактори, так і випадкові причини, які можуть вплинути на дальність і тривалість польоту.

Витрата палива вертольотом за одну годину польоту називається годинною витратою \bar{Q} кг/год.

При польоті вертольота протягом однієї години він пролетить L км/год, звідси можна визначити **скільки палива витратить вертоліт на 1 км.шляху в штильових умовах - кілометрова витрата палива:**

$$q_{км} = \frac{\bar{Q}(\text{кг/год})}{L_{гп}(\text{км})}$$

Знаючи кількість палива в баках і значення кілометрового і годинної витрати можна визначити дальність $L_{гп}$ і тривалість горизонтального польоту $t_{гп}$:

$$L_{гп} = \frac{Q_{бак}}{q_{км}}(\text{км}); t = \frac{Q_{бак}}{Q_{час}}(\text{год})$$

Практичної дальністю і тривалістю польоту називається дальність і тривалість без витрачання аеронавігаційного запасу палива і невирабативаемого залишку палива. Максимальна тривалість польоту буде при мінімальній часовій витраті палива, який виходить при мінімальній потрібній потужності.

$N_{п} = \min$, вона визначається так само як для поршневих двигунів так і для газотурбінних - дотична паралельно $V_{пол}$ до кривої потрібної потужності (рис.13а), при польоті на економічній швидкості, для вертольота Mi-2 $V_{ек} = 100$ км/год.

Максимальна дальність польоту виходить при мінімальному кілометровому витраті палива на крейсерській швидкості – $V_{кр}$, яка для вертольотів з поршневими двигунами збігається з найвигіднішою швидкістю, тому витрата палива змінюється пропорційно зміні потужності двигунів. На вертольотах з газотурбінними двигунами $V_{кр}$ не збігається з найвигіднішою швидкістю тому витрата палива змінюється пропорційно зміні потужності двигунів. У цьому випадку для визначення крейсерській швидкості необхідно побудувати криву залежності годинної витрати палива \bar{Q} кг/год від швидкості польоту і провести дотичну з початку координат (рис.13,б).

Отримавши точку дотику, ми можемо визначити крейсерську швидкість $V_{кр.гтд}$, на якій кілометровий витрата палива мінімальний.

Експлуатаційні фактори роблять значний вплив на дальність і тривалість польоту:

Вплив висоти польоту. При збільшенні висоти приладова скорсть залишається незмінною $V_{ек.пр.} = const$. Тому для отримання максимальної тривалості польоту необхідно, незалежно від висоти, витримувати швидкість на вертольоті Мі-2 - **100 км/год**. Приладова швидкість максимальної дальності польоту до деякої висоти залишається постійною, а на більшій висоті зменшується, тому що вона обмежується максимально-допустимою швидкістю польоту.

На вертольоті Мі-2 швидкість найбільшою дальності польоту становить:

- на висоті 500м – 180 км/год;
- на висоті 1000м – 180 км/год;
- на висоті 2000м – 150 км/год;
- на висоті 3000м - 120 км/ч;
- на висоті 4000м - 90км/год.

Вплив польотної маси вертольота. Збільшення польотної маси (ваги) вертольота вимагає збільшення потрібної потужності ($N_{плп}$) на всіх швидкостях польоту. Це призводить до збільшення часового і кілометрового витрати палива, а значить і до зменшення дальності і тривалості польоту.

Вплив вітру. Тривалість польоту не залежить від швидкості і напряму вітру, а дальність польоту істотно залежить від вітру. Зустрічний вітер зменшує швидкість вертольота щодо землі, а попутний збільшує, змінюється і швидкість найбільшою дальності польоту (рис.13,б).

При зустрічному вітрі точка, з якої проводилася дотична до кривої потрібної потужності, переноситься вперед на величину швидкості вітру і тоді швидкість максимальної дальності вийде більше, ніж в штиль (рис.13,б лінія 2), а при попутному вітрі навпаки - менше, ніж в штиль - (рис.13,б лінія 3).

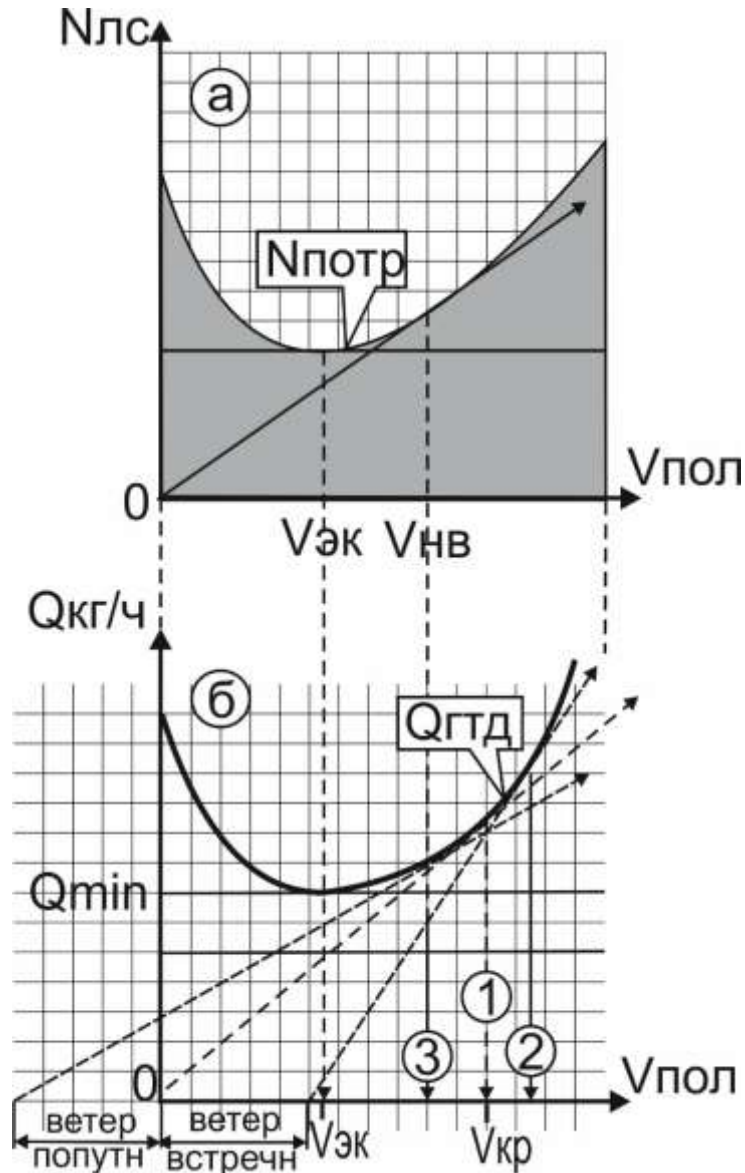


Рисунок 13. Дальність і тривалість горизонтального польоту.

Вплив оборотів НВ. Зменшення числа обертів НВ призводить до деякого зменшення потужності, потрібної для горизонтального польоту, за рахунок зменшення профільного і індуктивного опору, а значить і до зменшення витрати палива на $1 \div 1,5\%$. Однак, зменшення обертів НВ призводить до появи зриву потоку на меншій швидкості і на меншій висоті. Тому необхідно строго дотримуватися рекомендацій Керівництва з льотної експлуатації по витримуванню оборотів НВ в польоті.