

**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 № 1 - «Аеродинамічні характеристики вертольоту»
за темою № 2- «Сталі режими польоту»

Харків 2021

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, спеціаліст - 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.

План лекції

1. Аеродинамічні характеристики вертольоту
 - 1.1. Характеристики несучого і рульового гвинтів, фюзеляжу та стабілізатора
 - 1.2. Сили та моменти, що діють на вертольот в польоті
 - 1.2.1 Поздовжня балансування вертольота
 - 1.2.2 Бічна балансування вертольота
 - 1.2.3 Рівновага вертольота в ГП
 - 1.2.4. Поздовжня рівновага
 - 1.2.5 Поперечна рівновага без крену з ковзанням
 - 1.2.6 Шляхова рівновага без ковзання
2. Сталі режими польоту
 - 2.1. Горизонтальний політ. Аналіз горизонтального польоту за допомогою балансу потужностей криві М.Є. Жуковського)
 - 2.2. Характерні швидкості горизонтального польоту
 - 2.3. Вплив експлуатаційних факторів на характерні швидкості горизонтального польоту
 - 2.4. Діапазон висоти і швидкості горизонтального польоту
 - 2.5. Обмеження польотів на малих висотах
 - 2.6. Перший і другий режими усталеного горизонтального польоту
 - 2.7. Діяльність і тривалість горизонтального польоту
 - 2.8. Вертикальні режими польоту. Загальні положення
 - 2.9. Рівновага вертольота на висінні
 - 2.10. Висіння
 - 2.11. Вертикальний набір висоти
 - 2.12. Вертикальне зниження
 - 2.13. Набір висоти з поступальною швидкістю
 - 2.14. Зниження з поступальною швидкістю

Рекомендована література:

Основна література

1. Зозуля В.Б., Лалетін К.Н., Гученко Н.І. Практична аеродинаміка вертольоту Мі-2
2. Володко А.М. Основи льотної експлуатації вертольотів. Аеродинаміка. - 1984, с. 256
3. Зозуля В.Б., Іванов Ю.П. Практична аеродинаміка Мі-8 М., «Машинобудування», 1977
4. Володко А.М. Вертолiт в ускладнених умовах експлуатації 07
5. Яцина Є.В. Практична аеродинаміка вертольоту Мі-8 МТВ та його льотна експлуатація, КЛУК НАУ, 2016

Додаткова література

6. А.М. Володко та ін. Вертольоти. - 1992.
 7. Володко А.М. Безпека польотів вертольотів. Транспорт. 1981.
 8. Алаян та ін. Аеродинаміка та динаміка польоту вертольоту. 1973
- Керівництво з льотної експлуатації в-та Мі-2, Мі-8МТВ

Текст лекції

Тема 1. Аеродинамічні характеристики вертольоту

1.1. Характеристики несучого і рульового гвинтів, фюзеляжу та стабілізатора

Можна розкласти на складові в будь-якій системі координат. Пілот з допомогою важеля крок-газ може змінювати величину сили $R_{HВ}$, а за допомогою ручки циклічного кроку змінювати її напрямок.

Трв - тяга рульового гвинта необхідна для шляхового керування, вона прикладена до центру втулки РВ і спрямована по осі вала. Пілот за допомогою педалей може змінювати її величину і напрямок.

Хвр - сила шкідливого опору фюзеляжу, прикладена в центрі тиску (для спрощення схеми - в центрі мас вертольота) і спрямована в бік, протилежний вектору швидкості, її величина залежить від опору, який відчуває вертолiт в польоті. Пілот, змінюючи швидкість польоту, може впливати на її величину.

Уст - підйомна сила стабілізатора. Необхідна для поздовжньої стійкості вертольота, прикладена в центрі тиску стабілізатора і спрямована перпендикулярно поздовжньої осі вертольота, в моторному польоті - вниз, при зниженні на авторатації - вгору, залежить від швидкості польоту. Пілот вертольота Мі-2 переміщаючи важіль «крок-газ» змінює інсталяційний кут стабілізатора і змінює величину підйомної сили стабілізатора.

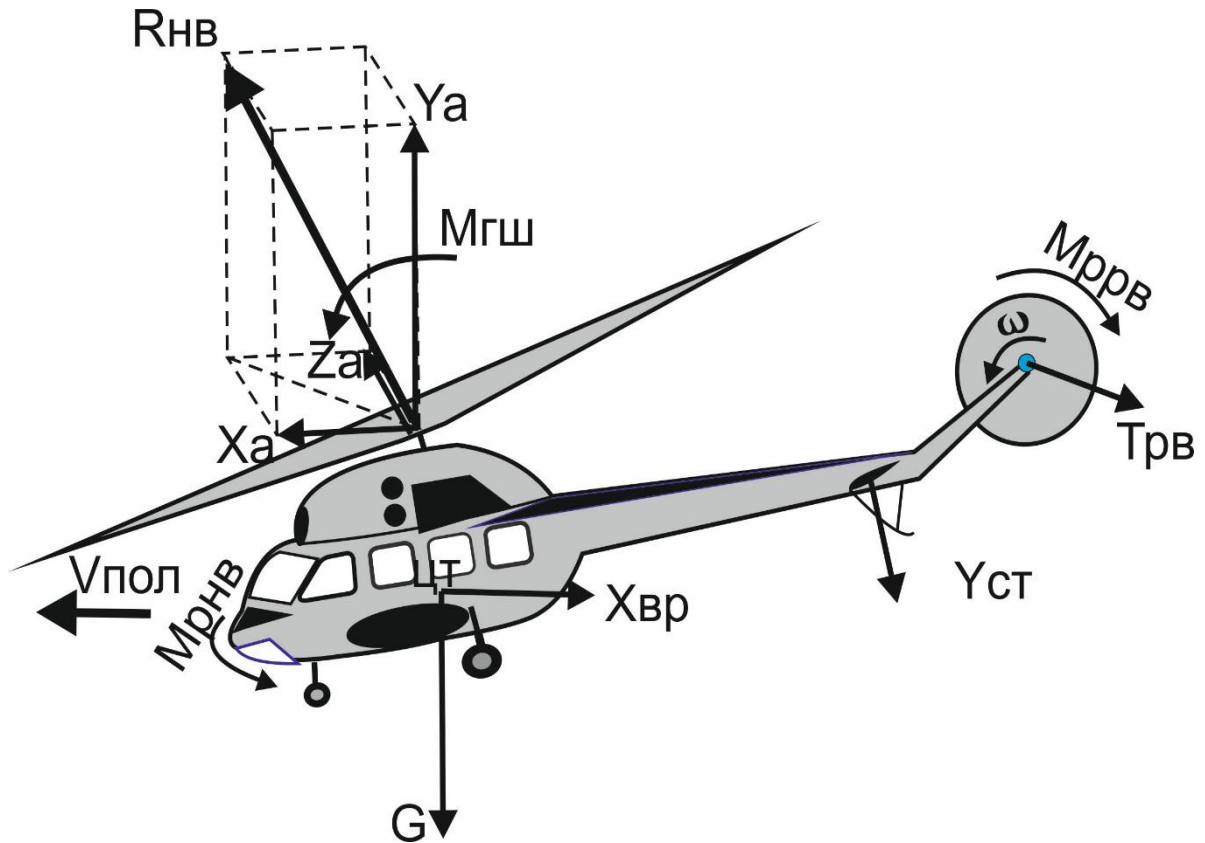


Рис.5 Сили і моменти, що діють на вертоліт в польоті.

Аеродинамічні сили, лінія дії яких не проходить через центр мас вертольота, створюють моменти, що обертають вертоліт. Величина цих моментів дорівнює силі помноженій на плече (відстань від центру мас до лінії дії сили). До таких сил відносяться R_{HV} , $T_{рв}$, $Y_{ст}$.

Крім цих моментів на вертоліт діють:

$M_{рнв}$ - реактивний момент НВ, спрямований у бік, протилежний обертанню НВ, діє в площині обертання НВ і розгортає вертоліт вліво навколо осі $O-Y$, його величина залежить від опору НВ, тобто від кроку НВ і потужності, що підводиться до НВ.

$M_{ррв}$ - реактивний момент РВ, спрямований у бік, протилежний обертанню РВ, діє в площині обертання РВ і розгортає вертоліт на збільшення тангажу навколо осі $O-Z$, його величина залежить від кутів установки лопатей і від числа обертів рульового гвинта. Пілот, відхиляючи педалі, змінює силу опору РВ, а значить, змінюється і величина $M_{ррв}$.

$M_{ГШ}$ - момент горизонтальних шарнірів виникає в тому випадку, коли напрямок повної аеродинамічної сили « R_{HV} » не збігається з віссю обертання НВ.

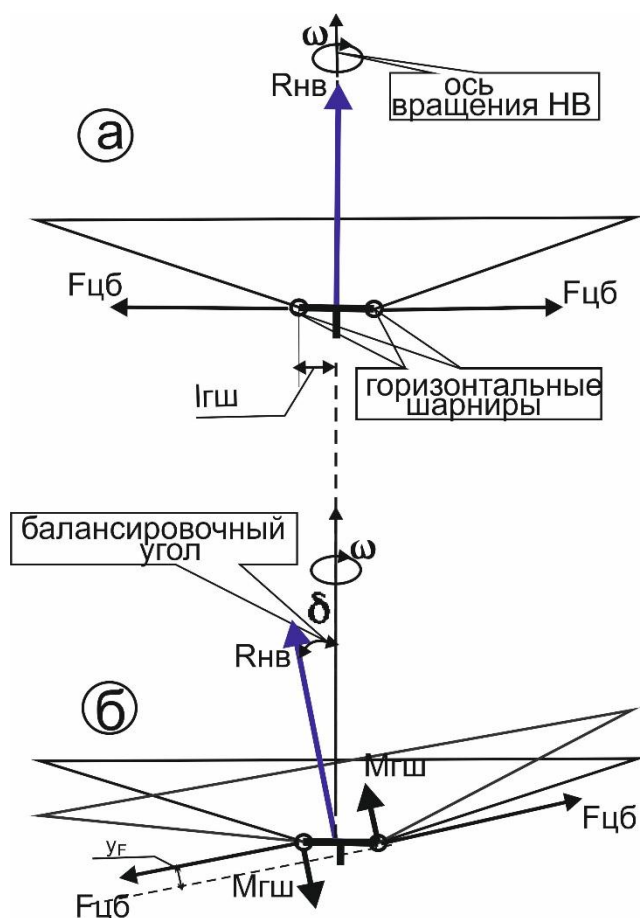


Рис.6 Момент горизонтального шарнира.

Якщо напрям сили « $R_{нв}$ » збігається з напрямком осі обертання НВ, відцентрові сили лопатей « $F_{цб}$ » розташовані на одній лінії, втулка НВ паралельна конусу обертання НВ, то $M_{гш} = 0$ (рис.6а). Якщо пілот ручкою циклічного кроку відхилить конус НВ від осі обертання на кут « δ » (балансування кут), то відцентрові сили « $F_{цб}$ » прикладені до ГШ змінять свій напрям (рис.6б), вони розвернуться паралельно конусу, і не будуть знаходитися на одній лінії, між ними з'явиться плече « y_F ». Прагнучи встановитися в одну лінію, « $F_{цб}$ » будуть розгортати втулку НВ в положення паралельне конусу і з'явиться « $M_{гш}$ », який разом з втулкою буде повертати вертоліт в сторону відхилення сили « $R_{нв}$ ». Величина « $M_{гш}$ » залежить від величини балансування кута « δ », оборотів НВ, відстані між горизонтальним шарніром і віссю обертання НВ (розносу горизонтальних шарнірів) « $l_{гш}$ ». Чим більше « $l_{гш}$ », тим більше « $M_{гш}$ ».

1.2. Сили та моменти, що діють на вертоліт в польоті. Рівновага і балансування

Сили і моменти, що діють на вертоліт, можуть бути позитивними, тобто зі знаком плюс або негативними зі знаком мінус. Якщо при «погляді» з початку координат напрямок сил збігається з напрямком позитивних осей координат

(вгору, вперед і вправо), то сили позитивні зі знаком плюс, а якщо спрямовані в зворотному напрямку, то зі знаком мінус. Моменти, які розгортали вертоліт у напрямку руху годинникової стрілки позитивні, а проти руху годинникової стрілки негативні - при «погляді» з початку координат в сторону позитивного напрямку осі.

Рівновагою вертольота називається такий його стан, при якому всі діючі на вертоліт зовнішні сили і їх моменти врівноважені, тобто їх суми дорівнюють нулю.

$$\Sigma F_{вн} = 0 \text{ і } \Sigma M_{вн} = 0$$

Балансуванням називається процес управління, в ході якого пілот за допомогою важелів управління домагається повного рівноваги вертольота. кут « δ » між вектором сили « $R_{нв}$ » і віссю обертання валу НВ при досягненні рівноваги вертольота називається балансувальним. Політ вертольота в стані рівноваги, тобто політ з постійною за величиною і напрямком швидкістю називається сталим.

Усталеними можуть бути: горизонтальний політ, висіння, набір висоти або зниження з постійними кутами нахилу траєкторії. Сталий політ являє собою прямолінійний рух вертольота з постійною величиною швидкості або його знаходження в стані спокою.

Несталим називається політ зі змінною за величиною або напрямком швидкістю, тобто політ при наявності прискорення (розгін або гальмування швидкості в горизонтальному польоті, розворот, зліт і посадка і т.д.). Несталі режими зазвичай є перехідними від одного сталого режиму до іншого.

Для зручності аналізу параметрів руху складне просторове рух вертольота умовно поділяють на поздовжнє і бічне, яке в свою чергу ділиться на поперечне і колійне. Сили, що діють на вертоліт, напрямом яких не збігається з напрямком осей координат, розкладаються на складові в системі координат зручною для аналізу рівноваги.

1.2.1. Поздовжня балансування вертольота

Для поздовжньої рівноваги вертольота необхідно, щоб всі сили, що діють на вертоліт в поздовжній площині (X_a - O - Y_a) і моменти навколо осі O - Z були врівноважені.

$V = \text{const} \rightarrow \Sigma F_{X_a} = 0$ - сума всіх сил, спроектованих на вісь O - X_a , дорівнює нулю - умови сталості швидкості польоту.

$H = \text{const} \rightarrow \Sigma F_{Y_a} = 0$ - сума всіх сил, спроектованих на вісь O - Y_a , дорівнює нулю - умови сталості висоти.

$\theta = \text{const} \rightarrow \Sigma M_Z = 0$ - сума всіх моментів навколо поперечної осі O - Z дорівнює нулю - умови сталості тангажу.

Пілот в польоті врівноважує вертоліт в поздовжньому відношенні, встановлюючи необхідну величину повної аеродинамічної сили несучого гвинта

« $R_{HВ}$ » с допомогою важеля «крок-газ» і змінюючи напрямок сили « $R_{HВ}$ » за допомогою ручки циклічного кроку (змінює балансування кут δ_z). Дії пілота щодо врівноваження вертольота називаються пілотуванням. Залежність балансування кута « δ_z » від швидкості польоту при постійній центрівці називається балансування кривої. Зміна « δ_z » відбувається пропорційно відхиленню тарілки автомата перекосу і ручки циклічного кроку (РЦШ). Для зручності пілотування бажано, щоб на середніх швидкостях польоту РЦШ займала положення ближче до нейтрального, це призводить до мінімального кутку тангажу і до збільшення запасу управління. Розглянемо дії пілота по переміщенню РЦШ для поздовжнього врівноваження вертольота на різних швидкостях польоту для вертольота Mi-2 (рис.7).

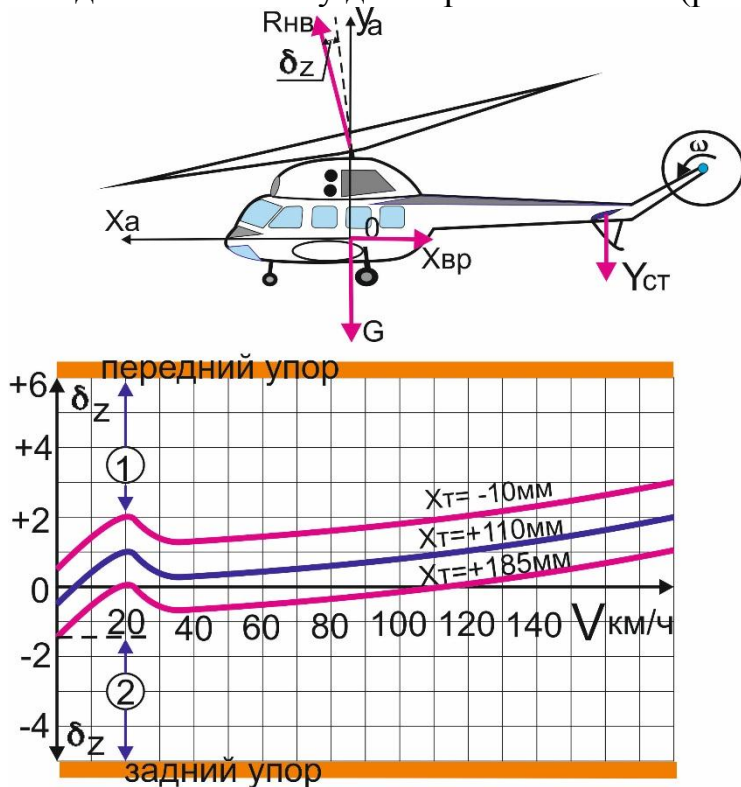


Рис. 7 Поздовжні балансувальні криві. Залежно $\delta_z^\circ = f(v)$ при різних центруваннях.

На режимі висіння $V = 0$. При середній центрівці $X_T = +110$ мм. РЦШ необхідно відхилити від нейтрального положення «до себе», щоб тарілка автомата перекосу відхилилася назад на $\delta_z = -0,5^\circ$. Максимальне відхилення РЦШ до себе необхідно виконати при гранично передньої центрівці $X_T = +185$ мм. $\delta_z = -1,4^\circ$. При гранично задньої центрівці $X_T = -10$ мм. вертоліт врівноважується при відхиленні РЦШ вперед від нейтралі $\delta_z = +0,8^\circ$.

На швидкості рівній 20 км / год. Потрібно значне відхилення РЦШ вперед. Це пояснюється збільшенням ефективності стабілізатора за рахунок сдува потоку повітря від НВ в сторону стабілізатора і збільшенням кабіруючого

моменту від «Yст». Максимальне відхилення РЦШ вперед потрібно при гранично задній центрівці $X_T = 10\text{мм}$. $\delta z = +2,2^\circ$.

На швидкостях 20 - 50 км / год. Потрібно менше відхилення РЦШ вперед, ніж при $V = 20\text{км / год}$. Це пояснюється значним збільшенням скося потоку повітря від НВ в зоні стабілізатора, а значить і зменшенням кабіруючого моменту від сили «Yст».

На швидкостях від 80 км / год. до максимальної. Потрібно відхиляти РЦШ вперед паралельно зі збільшенням швидкості.

При порушенні правил завантаження вантажу і виході центрування за граничні обмеження можлива нестача поздовжнього керування, РЦШ може відхилитися до упору і вертоліт втратить поздовжню керованість. При передній центрівці мінімальний запас поздовжнього керування на режимі висіння, а при задній центрівці - на швидкості 20 км / год.

1.2.2. Бічна балансування вертольота

Під бічним рівновагою вертольота розуміється його рівновагу в поперечному і дорожньому відносінах. Бічне рівновага в поступальному польоті через невідновженість тяги РВ можливо без крену, але з ковзанням або без ковзання, але з правим креном. Для поперечної рівноваги вертольота необхідно, щоб всі сили, що діють на вертоліт в поперечній площині (Y-0-Z) і поперечні моменти навколо осі 0-X були врівноважені. Для колійної рівноваги необхідно, щоб всі сили, що діють на вертоліт в горизонтальній площині (X-0-Z) і моменти навколо осі 0-Y були врівноважені.

Бічна балансування без крену можлива при ковзанні вертольота вліво під дією тяги РВ і виникненні сили опору фюзеляжу, яка врівноважить тягу РВ. Умовами бокового рівноваги без крену є:

$V_z = \text{const} \rightarrow \sum F_z = 0$ - сума всіх сил спроектованих на вісь 0-Z дорівнює нулю - сталість бічний швидкості вліво;

$\gamma = 0 \rightarrow \sum M_x = 0$ - сума всіх моментів навколо осі 0-X дорівнює нулю - відсутність крену;

$\beta = \text{const} \rightarrow \sum M_y = 0$ - сума всіх моментів навколо осі 0-Y дорівнює нулю - сталість кута ковзання.

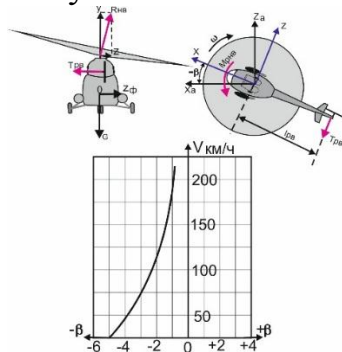


Рис.8 Залежність кута ковзання від швидкості польоту.

Величина кута ковзання при такій рівновазі залежить від швидкості польоту (рис.8). Максимальний кут ковзання вліво $\beta = -5^\circ$ буде на швидкості менше 50 км / год. Чим більше швидкість, тим менше кут ковзання і на швидкості 180 км / год він становить всього -1° . Такий кут практично не впливає на величину опору фюзеляжу. Зменшення кута ковзання пояснюється тим, що при збільшенні швидкості збільшується завал конуса вправо, збільшується бічна сила «Z» і для рівноваги вертольота потрібна менша сила «Zф», а значить і менший кут ковзання.

Бічна балансування без ковзання можлива при наявності правого крену для створення бічної сили «Z» рівній тяги рульового гвинта. Умовами бокового рівноваги з креном без ковзання є:

$V_z = 0 \rightarrow \sum F_z = 0$ - сума всіх сил спроектованих на вісь 0-Z дорівнює нулю - відсутність бічної швидкості вертольота;

$\gamma = \text{const} \rightarrow \sum M_x = 0$ - сума всіх моментів навколо осі 0-X дорівнює нулю - сталість крену;

$\beta = 0 \rightarrow \sum M_y = 0$ - сума всіх моментів навколо осі 0-Y дорівнює нулю - відсутність кута ковзання.

При виконанні висіння «Мрнв» врівноважується моментом, створюваним тягою РВ, але сама тяга РВ не врівноважена і вертоліт буде зміщуватися вліво в сторону дії тяги РВ. Щоб вертоліт не переміщувався, пілот змушений відхилити РЦШ вправо для створення бічної сили «Z», для врівноваження ТРВ, - під дією моментів навколо осі 0-X вертоліт крениться вправо. Величина крену залежить від підведеної до НВ потужності, на висінні потрібна максимальна потужність і максимальна тяга РВ, а значить і максимальний крен вправо $\gamma = 2,5-3^\circ$ (Рис.9). У міру збільшення швидкості росте ефект косою обдування НВ, потужність, що підводиться зменшується, для колійної рівноваги пілот зменшує тягу РВ і зменшує силу «Z», зменшуючи правий крен. мінімальний крен $\gamma = 0,5^\circ$ на швидкості 100 км / год, так як на цій швидкості потрібна мінімальна потужність для польоту. При подальшому збільшенні швидкості потрібна потужність збільшується, для колійної рівноваги збільшується тяга РВ і пілот врівноважує її збільшенням крену.

Поперечне балансування оцінюється за відхиленням тарілки автомата перекосу і ручки циклічного кроку в поперечному відношенні (рис.9б). На висінні тарілка автомата перекосу відхилена максимально вправо $\delta = 0,5^\circ$ для створення необхідного крену. Зі збільшенням швидкості зменшується потреба в правому крені і на швидкості 100 км. / год. РЦШ знаходиться в нейтральному положенні. При подальшому збільшенні швидкості відбувається природний завал конуса НВ вправо і для збереження поперечної рівноваги пілот відхиляє РЦШ вліво від нейтрального положення.

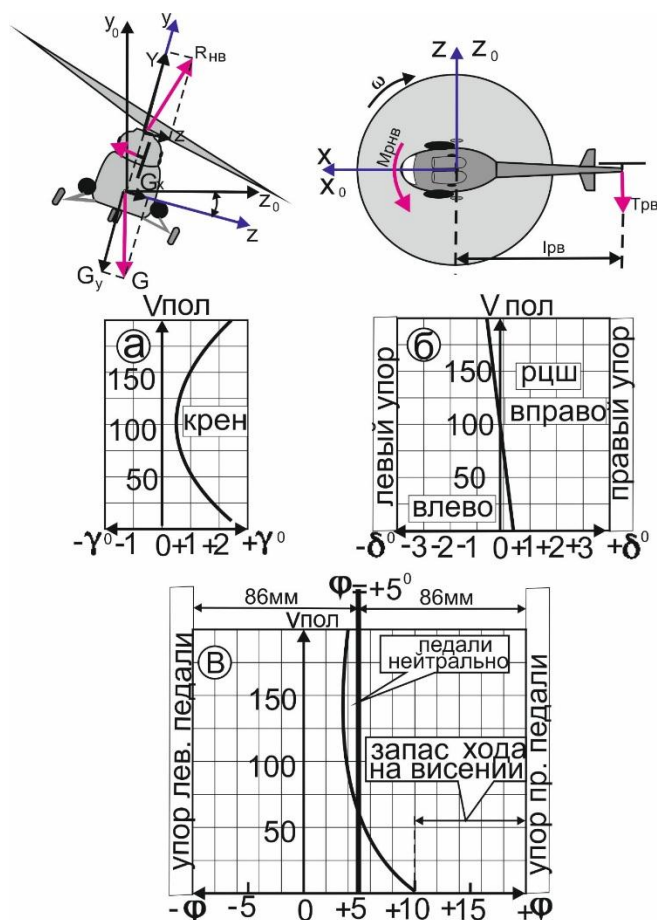


Рис.9 Балансування вертольота з креном без ковзання.

Шляхова балансування оцінюється по зміні кутів установки лопатей РВ і за величиною відхилення педалей (рис.9в). На висінні потрібна максимальна тяга РВ, а значить і максимальний кут установки лопаті РВ $\varphi = +10^\circ$ і максимальне відхилення правої педалі вперед. Зі збільшенням швидкості потреба в тязі РВ зменшується і для збереження дорожньої рівноваги пілот зменшує інсталяційний кут лопатей РВ - ліва педаль переміщається вперед. На швидкості 70 км. / год. колійна рівновага досягається при нейтральному положенні педалей $\varphi = +5^\circ$. На швидкості 140 км. / год. потрібний мінімальний установчий кут лопатей РВ $\varphi = +3 \dots 4^\circ$, а значить і мінімальне відхилення педалі. При подальшому збільшенні швидкості для колійної рівноваги необхідно збільшувати тягу РВ, незначно відхиляти педаль вперед.

Мінімальний запас ходу по правій педалі - на висінні. При максимальній злітній вазі вертольота в умовах високої температури повітря, при посадці і зльоті на високогірній майданчику або при сильному бічному вітрі може не вистачити запасу управління, права педаль відхилиться повністю до упору, а вертоліт мимовільно буде розгортатися вліво.

1.2.3. Рівновага вертольота в ГП

Горизонтальний політ - це прямолінійний політ вертольота на постійній висоті. Якщо в польоті швидкість і напрямок постійні, то такий політ називається сталим. В ДП НВ працює в умовах косого обтікання. У порівнянні з вертикальними режимами, тут більше запас потужності, вертоліт більш стійкий, має більший запас управління, простіше техніка пілотування.

Рівновага вертольота в ДП можна досягти двома способами:

- політ без крену з ковзанням.
- політ з правим креном без ковзання;

1.2.4. Поздовжна рівновага

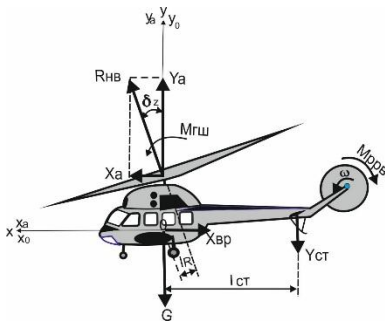


Рис. 10 Поздовжна рівновага

Для аналізу поздовжньої рівноваги (рис.10) використовуємо швидкісну систему координат. Сили, що діють на вертоліт, напрямком дії яких не збігається з напрямком осей 0- X_a і 0- Y_a , необхідно розкласти на складові, напрямком яких збігається з напрямком швидкісних осей координат. Силу « R_{nv} » розкладемо на пропульсивну силу « X_a » і підйомну силу « Y_a ». Напрямок сили « Y_{st} » збігається з напрямком осі 0- Y_a . Напрямок сили « G » збігається з віссю 0- Y_a , а напрямком сили « X_a » збігається з віссю 0- X_a . Дія сил « Y_{st} » і « R_{nv} » проходить не через центр ваги вертольота і тому вони будуть створювати моменти: позитивний ($Y_{st} \cdot l_{ст}$) - на кабрування і негативний ($R_{nv} \cdot l_R$) - на пікірування. Крім того на вертоліт буде діяти реактивний момент від рульового гвинта « M_{rrv} », дія якого спрямована в бік, протилежний обертання гвинта - на кабрування. З огляду на те, що сила « R_{nv} » відхилена від осі обертання НВ на кут « δ_z », то в бік відхилення « R_{nv} » від осі обертання, навколо осі 0- Z виникне момент горизонтальних шарнірів $M_{zш}$ - на пікірування. За схемою поздовжньої рівноваги ми можемо проаналізувати умови рівноваги по висоті польоту, за швидкістю і по тангажу.

$$H = \text{const} \rightarrow \Sigma F_{ya} = 0; Y_a - G - Y_{ст} = 0; \text{або } Y_a = G + Y_{ст};$$

$$V = \text{const} \rightarrow \Sigma F_{xa} = 0; X_a - X_{вр} = 0; \text{або } X_a = X_{вр};$$

$$\theta = \text{const} \rightarrow \Sigma M_{za} = 0; M_{\text{прв}} + Y_{\text{ст}} \cdot l_{\text{ст}} - M_{\text{згш}} - R_{\text{нв}} \cdot l_{\text{R}} = 0; \text{ або } \\ M_{\text{прв}} + Y_{\text{ст}} \cdot l_{\text{ст}} = M_{\text{згш}} + R_{\text{нв}} \cdot l_{\text{R}};$$

1.2.5. Поперечна рівновага без крену з ковзанням

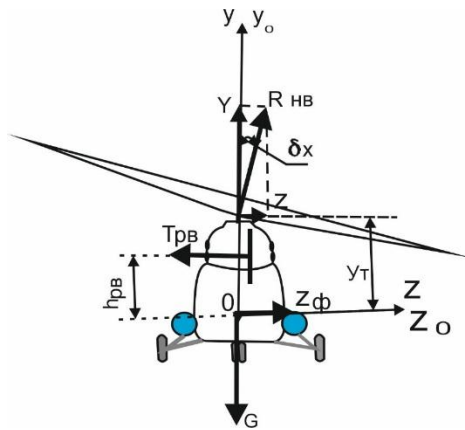


Рис.11 Поперечна рівновага без крену з ковзанням.

Для аналізу поперечної рівноваги (рис.11) 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 « $R_{\text{нв}}$ » розкладемо на бічну силу « Z » і силу « Y », тут нам простіше використовувати для аналізу не силу « $R_{\text{нв}}$ », а її складові « Y » і « Z ». Напрямок сили « G » і « Y » збігається з віссю 0-Y, а напрямом сил $T_{\text{рв}}$, Z і $Z_{\text{ф}}$ збігається з віссю 0-Z. Дія сил $T_{\text{рв}}$ і Z проходить не через центр ваги вертольота і тому вони будуть створювати моменти: позитивний ($Z \cdot y_{\text{т}}$) - на створення правого крену і негативний ($T_{\text{рв}} \cdot h_{\text{рв}}$) - на створення лівого крену. З огляду на те, що сила $R_{\text{нв}}$ відхилена від осі обертання НВ на кут δx , то в бік відхилення $R_{\text{нв}}$ від осі обертання, навколо осі 0-X виникне момент горизонтальних шарнірів $M_{\text{хгш}}$ - на створення правого крену. За схемою поперечної рівноваги ми можемо проаналізувати умови рівноваги по бічній швидкості « V_z » і по крену.

$$V_z = \text{const} \rightarrow \Sigma F_z = 0; Z + Z_{\text{ф}} - T_{\text{рв}} = 0; \text{ або } Z + Z_{\text{ф}} = T_{\text{рв}};$$

$$\gamma = 0 \rightarrow \Sigma M_x = 0; M_{\text{хгш}} + Z \cdot y_{\text{т}} - T_{\text{рв}} \cdot h_{\text{рв}} = 0; \text{ або } M_{\text{хгш}} + Z \cdot y_{\text{т}} = T_{\text{рв}} \cdot h_{\text{рв}};$$

Шляхове рівновагу з ковзанням

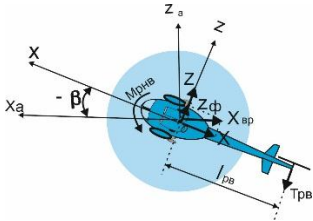


Рис. 12 Шляхова рівновага з ковзанням.

Для аналізу колійної рівноваги (рис. 12) використовуємо пов'язану систему координат тому в цій системі простіше аналізувати колійне рівновагу. На вертоліт діє реактивний момент НВ, який є позитивним, він розгортає вертоліт вліво.

Сили, що діють на вертоліт, напрямком дії яких не збігається з напрямком осей 0-Z і 0-X, необхідно розкласти на складові, напрямком у яких збігається з напрямком пов'язаних осей координат. Силу «Хвр» розкладемо на бічну силу «Zф» і силу «X», вони проходять через центр ваги вертольота і не створюють моментів. Напрямок ТРВ збігається з віссю 0-Z, але вона не проходить через центр ваги і буде створювати негативний момент (ТРВ. Lrv), розвертає вертоліт вправо. Вертоліт буде збалансовуватися з постійним кутом ковзання.

За схемою колійного рівноваги ми можемо проаналізувати умови рівноваги за кутом ковзання.

$$\beta = \text{const} \rightarrow \sum M_y = 0; M_{\text{рнв}} - \text{Трв} \cdot l_{\text{рв}} = 0; \text{або } M_{\text{рнв}} = \text{ТРВ} \cdot l_{\text{рв}};$$

Висновок: Бічний рівновагу без крену можливо тільки з лівим ковзанням.

Поперечний рівновагу з креном без ковзання

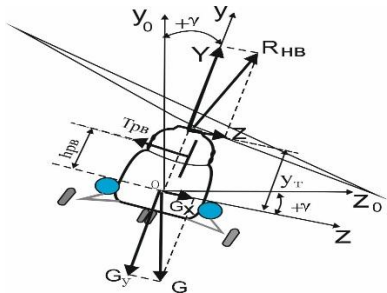


Рис.13 Поперечна рівновага з креном без ковзання.

Аналіз поперечної рівноваги з креном без ковзання (рис.13) аналогічний рівновазі без крену з ковзанням. Силу «Rnv» розкладемо в зв'язаній системі координат на бічну силу «Z» і силу «Y», тут нам простіше використовувати для аналізу не силу «Rnv», а її складові «Y» і «Z». Силу ваги «G» розкладемо на складові сили «Gz» і «Gy». Напрямок сил «Y» і «Gy» збігаються з віссю 0-Y, а напрямки сил ТРВ, Z і Gz збігаються з віссю 0-Z. Дія сил ТРВ і Z проходить не через центр ваги вертольота і тому вони будуть створювати моменти: позитивний (Z. Ут) - на створення правого крену і негативний (ТРВ. Нрв) - на

практично не змінюється. Оскільки при передачі потужності від двигуна до НВ існують втрати (тертя в трансмісії, приводи агрегатів, обертання РВ і ін.), То не вся потужність від двигуна доходить до НВ.

Потужність, що дійшла до НВ, називається *располагаемой* потужністю (N_P)

$$N_P = N_e - \Sigma \Delta N_{\text{пот}} = \xi_M \cdot N_e$$

Де: $\Sigma \Delta N_{\text{пот}}$ - сума всіх втрат 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 втрат на обертання РВ тому при збільшенні $V_{\text{ПОЛ}}$ потрібна менша «ТРВ» в порівнянні з висіння (рис.15). Зі збільшенням висоти польоту або з підвищенням температури повітря, N_P змінюється аналогічно зміні N_e .

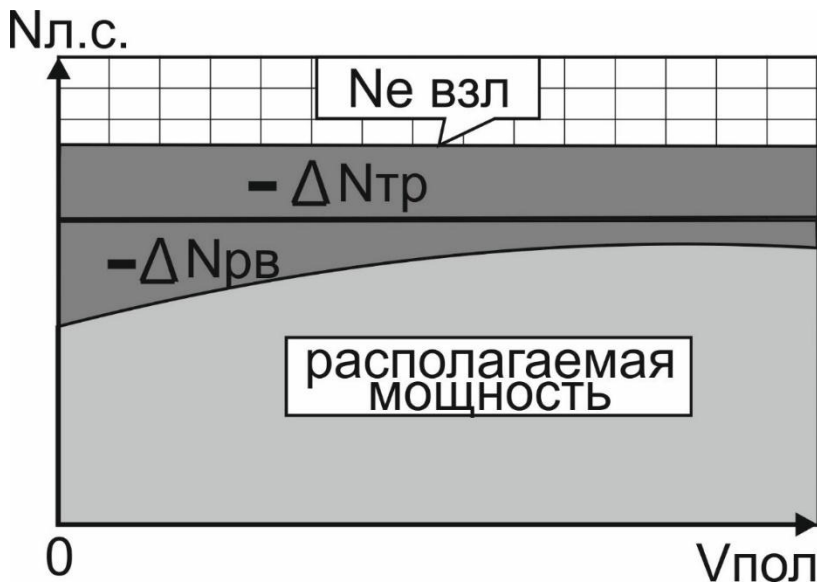


Рис.15 Потрібна потужність.

Потужність, яку необхідно підвести до НВ для виконання ДП на заданій висоті і з заданою швидкістю, називається *потрібною* потужністю ($N_{\text{ПП}}$).

Потрібна потужність (рис.16г) витрачається на:

- подолання профільного опору НВ ($N_{\text{ПРОФ}}$), зі збільшенням швидкості профільне опір збільшується (Рис.16);
- створення підйомної сили ($N_{\text{ИД}}$), зі збільшенням швидкості потужність витрачається на створення підйомної сили зменшується за рахунок ефекту косою обдування НВ (рис.16б);

- на подолання шкідливого опору фюзеляжу - потужність руху ($N_{\text{дв}}$), зі збільшенням швидкості зростає опір фюзеляжу, а значить і зростає потужність на його подолання (рис 16в).

$$N_{\text{ППП}} = N_{\text{ПРОФ}} + N_{\text{ИНД}} + N_{\text{ДВ}}$$

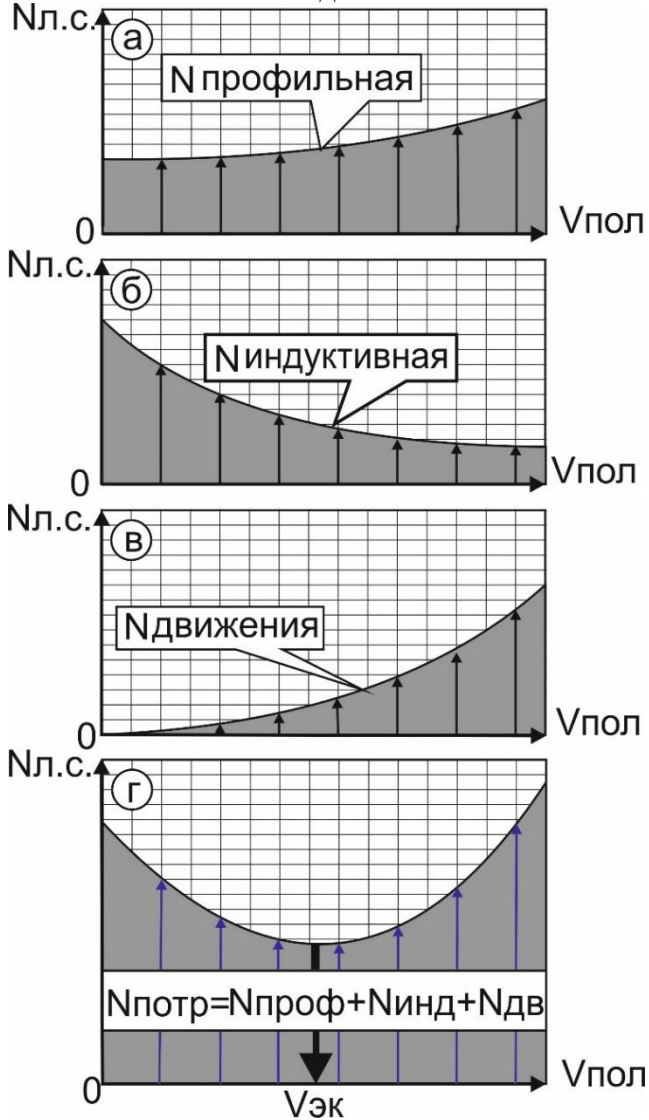


Рис.16 Потрібна потужність.

При збільшенні $V_{\text{пол}}$ від 0 до економічної швидкості ($V_{\text{ек}}$) потрібна потужність зменшується за рахунок зниження $N_{\text{инд}}$, а при збільшенні швидкості більш $V_{\text{ек}}$ потрібна потужність для ДП збільшується за рахунок збільшення пдв.

2.2. Характерні швидкості горизонтального польоту

Виконаємо аналіз зміни кривих потрібної N Π і розташовується NP потужностей при зміні швидкості польоту в умовах стандартної атмосфери.

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

$$N_{\text{подв}} = N_{\text{ПП}}$$

на кривій $N_{\text{ПП}}$ визначаємо сім характеристик точок (рис.17).

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

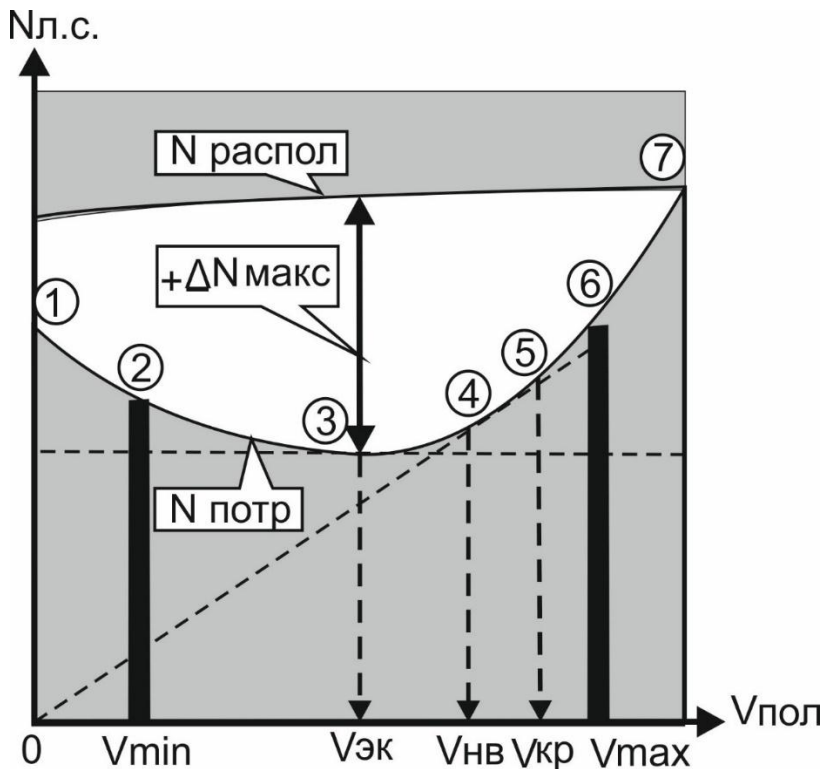


Рис.17 Характерні швидкості ДП.

Точка 2. Відповідає мінімально-допустимій швидкості ДП, яка визначається керівництвом з льотної експлуатації даного типу вертольота, а для Ми-2 $V_{\text{min}} = 40 \text{ км / год}$

Точка 3. Відповідає економічній швидкості - $V_{\text{ЕК}}$. Вона визначається проведенням дотичної до кривої $N_{\text{ПП}}$ паралельної осі швидкостей. На цій швидкості мінімальна потрібна потужність для ДП, отже, найменша часова витрата палива і найбільша тривалість польоту, для Ми-2 $V_{\text{ЕК}} = 100 \text{ км / год}$.

Точка 4. Відповідає найвигіднішій швидкості польоту - $V_{\text{НВ}}$. Вона визначається проведенням дотичної з початку координат до кривої $N_{\text{ПП}}$. На цій

швидкості на вертольотах з поршневыми двигунами виходить мінімальна витрата палива на кілометр шляху тобто максимальна дальність польоту. На вертольотах з газотурбінними двигунами вона є найвигоднішою при зниженні на режимі самообертання 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 потужності відповідного крейсерського режиму двигунів з кривою НППП. Для вертольота Мі-2 $v_{кр} = 180 \text{ км / год}$.

Точка 6. Відповідає максимально-допустимій швидкості ДП, 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 НППП і НР. Політ на $V_{max.теор.}$ заборонений.

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

2.3. 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, потрібна потужність для ДП збільшується. Розглянемо, як змінюються характерні швидкості при польоті на різних висотах (рис.18):

- Кривий 1 висота польоту близька до рівня моря, вертоліт здатний виконувати висіння, вертикальний набір висоти і ДП від $V = 0$ до V_{1max} ;

- Кривий 2 висота польоту дорівнює статичному стелі вертольота (максимальна теоретична висота, на якій вертоліт здатний виконувати висіння), вертоліт не здатний виконувати вертикальний набір висоти, може виконувати ДП від $V = 0$ до V_{2max} ;

- Кривий 3 висота польоту вище статичного стелі і нижче динамічного стелі, вертоліт не здатний виконати висіння, може виконати ДП від V_{3min} до V_{3max} ;

- Кривий 4-висота польоту дорівнює динамічному 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 польоту V_{max} зменшується, а V_{min} з висоти статичного стелі збільшується;

- на висоті динамічного стелі $V_{min} = V_{ек} = V_{max}$ - політ можливий тільки на одній швидкості.

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

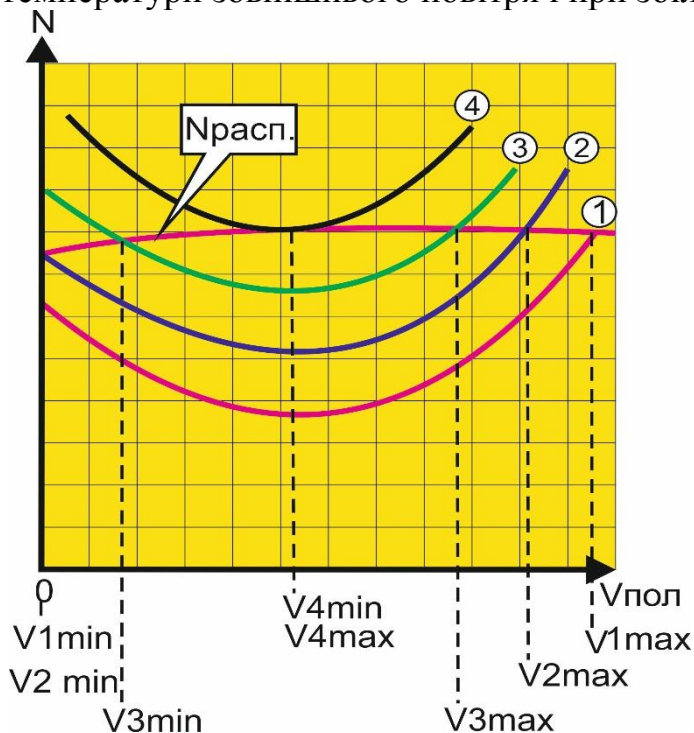


Рис.18 Вплив висоти польоту на характерні швидкості ДП при постійній вазі вертольота.

2.4. Діапазон висот і швидкостей горизонтального польоту

За результатами розрахунків побудуємо криву $N_{расп.}$ і криві N потр. для польоту на висотах: 0м; 1000м; 2000м; 3000м; 4000м; 4500м. в умовах стандартної атмосфери (рис 19а). За перетинання кривих N потр. з кривою N роз. визначимо V_{min} і V_{max} для розглянутих висот, перенесемо ці значення на рис. 44 і побудуємо криву, що показує теоретичні можливості польоту вертольота за швидкістю на різних висотах.

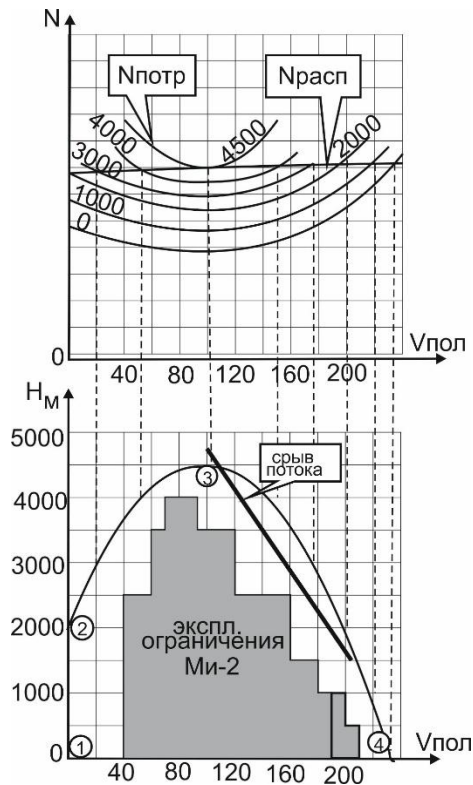


Рис.19 Діапазон висот і швидкостей горизонтального польоту

Аналіз теоретичної кривої (рис.19б):

- ділянку 1-2- мінімальна швидкість дорівнює нулю, потрібна потужність менше злітної (располагаемой);
- точка 2 - максимальна висота, на якій теоретично вертоліт може виконувати висіння (теоретичний статична стеля) потрібна потужність дорівнює злітної;
- ділянку 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, теоретичний динамічний стелю вертольота, на цій висоті вертоліт теоретично може летіти лише на економічній швидкості, вона ж буде і мінімальної та максимальної. На більшій висоті вертоліт, навіть теоретично, не зможе летіти тому немає запасу потужності, використаний злітна режим;
- ділянку 3-4 максимальна швидкість, на якій можливий горизонтальний політ, на більшій швидкості потрібна потужність більше злітної - політ можливий тільки зі зниженням.

Діапазон висот і швидкостей змінюється при зміні експлуатаційних факторів, збільшення температури повітря, зменшення тиску і збільшення ваги вертольота призводять до зменшення статичного і динамічного 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 тряскість, 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 вертолёт 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.

2.5. Обмеження польотів на малих висотах

Польоти на малих висотах виконуються в навчальних цілях і при

Висота польоту м.	Максимальна швидкість <станд. км / год.	Максимальна швидкість >станд. км / год.	мінімальна швидкість км / год.
0-500	210	190	40
500-1000	200	190	40
1000-1500	180	180	40
1500-2500	160	160	40
2500-3500	120	120	60
3500-4000	90	90	70

виконанні спеціальних робіт. Польоти на малій висоті над пересіченій місцевістю необхідно виконувати без впливу «повітряної подушки» на висоті не менше 20м і на швидкості 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.20).

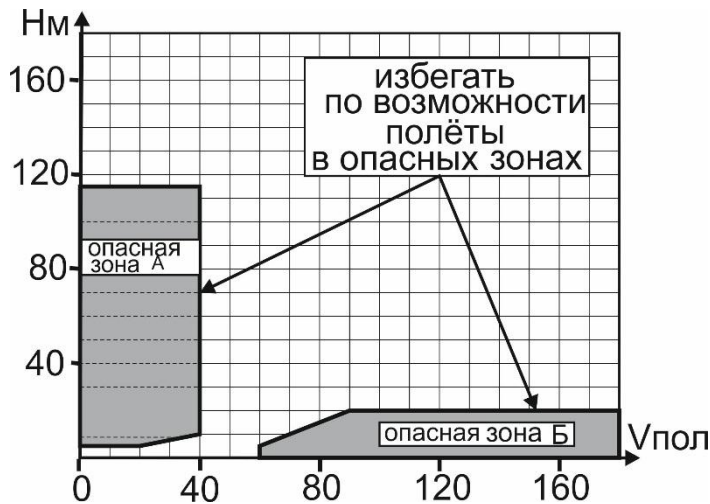


Рис.20 Небезпечні зони «висота-швидкість».

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.

2.6. Перший і другий режими усталеного горизонтального польоту

В основу поділу режимів ДП на 1 і 2 покладено дослідження стійкості рівноваги поздовжніх сил «Ха» і «Хвр» за умови витримування пілотом постійної висоти польоту. Межею поділу режимів ДП 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 ДП необхідно підвести потужність рівну потрібної для даної висоти і швидкості. Сталий ДП при даній потужності, що підводиться може бути виконаний на двох швидкостях V_1 і V_4 , точки А і Б (рис.21).

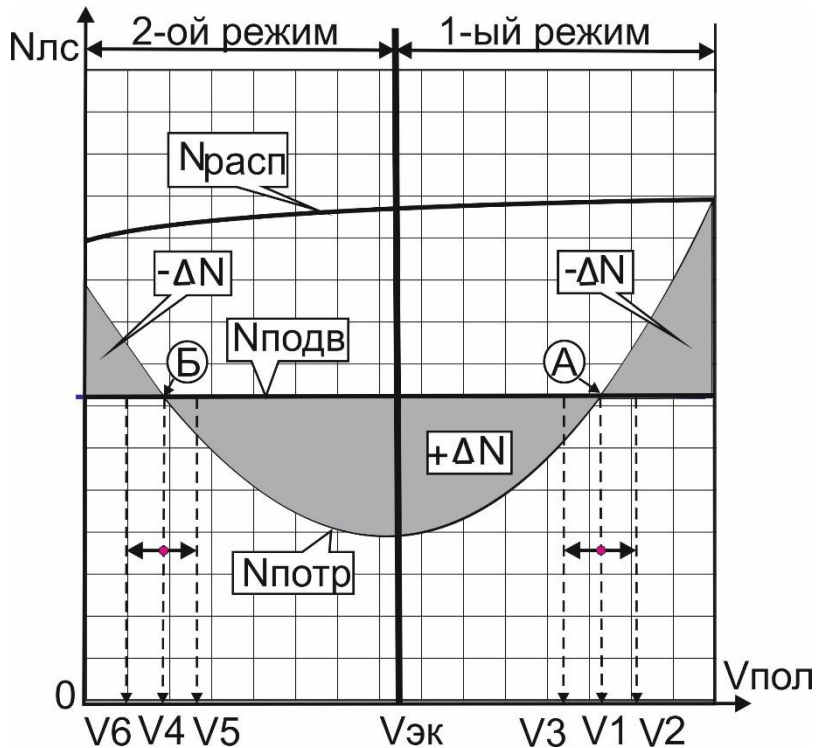


Рис.21 Перший і другий режими горизонтального польоту.

Аналіз польоту в точці «А» при $V_{пол} = V_1$ (I режим):

- 1) При випадковому зменшенні швидкості польоту $V_3 < V_1$ появіться надлишок потужності ($+\Delta N$), тобто потужність, що підводиться буде більше потрібної та вертоліт почне збільшувати висоту польоту. Для відновлення колишньої швидкості V_1 і висоти пілота досить відхилити РЦШ «від себе», що призведе до зменшення висоти і збільшення швидкості, початковий режим відновиться.
- 2) При випадковому збільшенні швидкості польоту $V_2 > V_1$ з'явиться недолік потужності ($-\Delta N$), тобто потужність, що підводиться буде менше потрібної і вертоліт почне зменшувати висоту польоту. Для відновлення колишньої швидкості V_1 пілота досить відхилити РЦШ «до себе», що призведе до збільшення висоти і зменшення швидкості, початковий режим відновиться.

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

Аналіз польоту в точці «Б» при $V_{пол} = V_4$ (II режим):

- 1) При випадковому зменшенні швидкості польоту $V_6 < V_4$ з'явиться недолік потужності ($-\Delta N$), тобто потужність, що підводиться буде менше потрібної і вертоліт почне зменшувати висоту польоту. Для відновлення колишньої швидкості V_4

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 V_4 і заданої висоти важелі управління і педалі повернути в початкове положення.

- 2) При випадковому збільшенні швидкості $V_5 > V_4$ з'явиться надлишок потужності ($+ \Delta N$), тобто потужність, що підводиться буде більше потрібної та вертоліт почне набирати висоту польоту. Для відновлення колишньої швидкості V_4 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 V_4 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.

2.7. Діяльність 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 $Q_{кг} / ч$.

При польоті вертольота протягом однієї години він пролетить $L_{км} / ч$, звідси можна визначити скільки палива витратить вертоліт на 1 км.путі в штільових умовах - кілометровий витрата палива.

$$q_{\text{км}} = \bar{Q}_{\text{час}} (\text{кг} / \text{год}) / L_{\text{ГП}} (\text{км})$$

Знаючи кількість палива в баках і значення кілометрового і годинної витрати можна визначити дальність $L_{\text{ГП}}$ і тривалість горизонтального польоту $t_{\text{ГП}}$.

$$L_{\text{ГП}} = Q_{\text{бак}} / q_{\text{км}} (\text{км}); t_{\text{ГП}} = Q_{\text{бак}} / \bar{Q}_{\text{час}}$$

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

$N_{\text{п}} = \min$, вона визначається так само як для поршневих двигунів так і для газотурбінних - дотична паралельно $V_{\text{пол}}$ до кривої потрібної потужності (рис.22), при польоті на економічній швидкості, для вертольота Мі-2 $V_{\text{ек}} = 100 \text{ км} / \text{год}$.

Максимальна дальність польоту виходить при мінімальному кілометровому витраті палива на крейсерській швидкості - $V_{\text{кр}}$, яка для вертольотів з поршневими двигунами збігається з найвигіднішою швидкістю тому витрата палива змінюється пропорційно зміні потужності двигунів. На вертольотах з газотурбінними двигунами $V_{\text{кр}}$ 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 $Q_{\text{кг}} / \text{ч}$ від швидкості польоту і провести дотичну з початку координат (рис.22б).

Отримавши точку дотику, ми можемо визначити крейсерську швидкість $V_{\text{кр.гтд}}$, на якій кілометровий витрата палива мінімальний. Експлуатаційні фактори роблять значний вплив на дальність і тривалість польоту.

Вплив висоти польоту. При збільшенні висоти приладова скорість залишається незмінною $V_{\text{ек.пр}} = \text{const}$. Тому для отримання максимальної тривалості польоту необхідно, незалежно від висоти, витримувати швидкість на вертольоті Мі-2 $= 100 \text{ км} / \text{ч}$. 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 - 180км / ч.
- на висоті 1000м - 180км / ч.
- на висоті 2000м - 150км / ч.
- на висоті 3000м - 120 км / ч.

- на висоті 4000м - 90км / год.

Вплив польотної маси вертольота. Збільшення польотної маси (ваги) вертольота вимагає збільшення потрібної потужності (НПП) 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.22б).

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.22б лінія 2), а при попутному вітрі навпаки - менше, ніж в штиль - лінія 3.

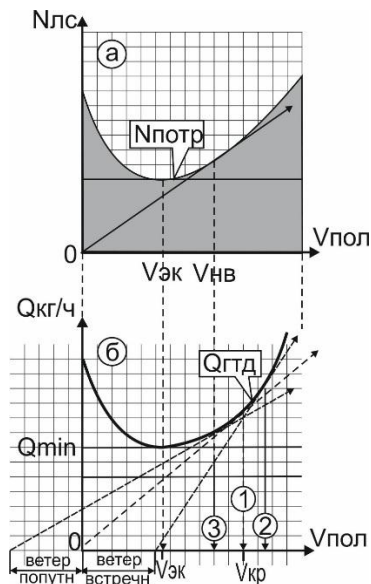


Рис.22 Дальність і тривалість горизонтального польоту.

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 1-1.5%. 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.

2.8. Вертикальні режими польоту. Загальні положення

До вертикальних режимів польоту відносяться: висіння, вертикальний набір висоти і вертикальне зниження.

Висіння - це режим польоту, при якому вертоліт не рухається щодо повітряної маси при постійній висоті польоту.

Вертикальний набір висоти - це режим польоту, при якому вертоліт не рухається щодо повітряної маси в горизонтальній площині, але при цьому збільшується висота висіння.

Вертикальне зниження - це режим польоту, при якому вертоліт не рухається щодо повітряної маси в горизонтальній площині, але при цьому зменшується висота висіння.

При наявності вітру НВ буде працювати в режимі косою обдування, аеродинамічні сили і моменти будуть такими ж як, якби вертоліт летів в напрямку проти вітру зі швидкістю рівної швидкості вітру - вертоліт щодо землі нерухомий, а щодо повітря рухається зі швидкістю вітру.

2.9. Рівновага вертольота на висінні

На вертикальних режимах при відсутності вітру на вертоліт діють сили:

G - сила ваги вертольота, вона залежить від ваги конструкції вертольота, від кількості заправленого палива і від завантаження, прикладена в центрі ваги вертольота і спрямована завжди вниз перпендикулярно поверхні землі.

$Y_{ст}$ - підйомна сила стабілізатора, залежить швидкісного потоку НВ, при осьовому обтіканні дуже мала, прикладена в центрі тиску стабілізатора, спрямована перпендикулярно поздовжньої осі вертольота, створює момент на кабрування (рис.23).

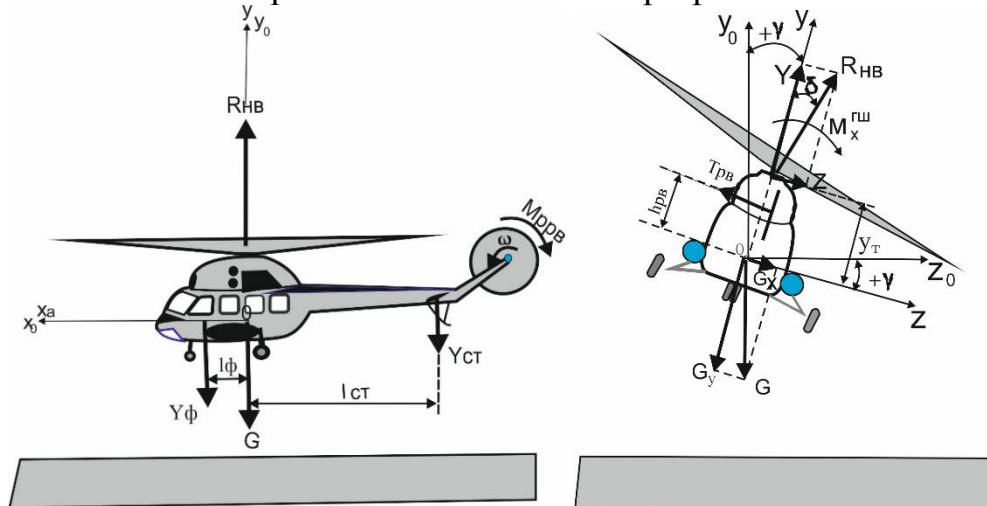
$Y_{ф}$ - сила шкідливого опору фюзеляжу, створювана потоком повітря від НВ, прикладена в центрі тиску фюзеляжу і спрямована вниз, створює момент на пікірування. $R_{нв}$ - повна аеродинамічна сила НВ, залежить від потужності силової установки, від щільності повітря, від оборотів і кроку НВ, прикладена в центрі втулки НВ і спрямована перпендикулярно конусу обертання НВ.

$T_{рв}$ - тяга рульового гвинта, залежить від кута установки лопатей РВ і оборотів НВ, прикладена в центрі втулки РВ, спрямована уздовж осі обертання РВ, створює момент розвертає вертоліт вправо, для врівноваження реактивного моменту НВ.

$M_{р.рв}$ - момент створюваний рульовим гвинтом, спрямований у бік, протилежний обертанню РВ, створює момент на кабрування вертольота.

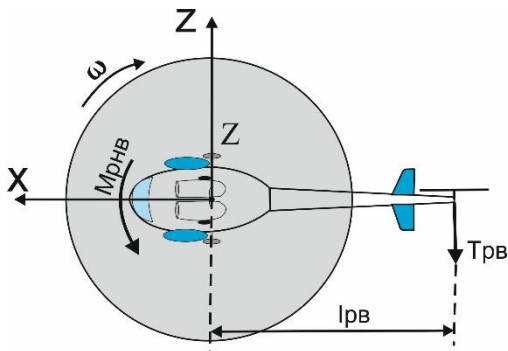
$M_{р.нв}$ - реактивний момент несучого гвинта, залежить від опору НВ і підведений потужності, спрямований у бік, протилежний обертанню НВ, розгортає вертоліт вліво.

МХГШ - момент горизонтальних шарнірів навколо осі 0-X, з'являється при відхиленні сили « $R_{нв}$ » від осі обертання НВ, спрямований в бік відхилення « $R_{нв}$ », кренить вертоліт вправо. Якщо поздовжня центрування вертольота буде зрушена від нейтрального положення вперед або назад, то пілот для утримання вертольота відхилить РЦШ і відхилить « $R_{нв}$ » від осі обертання НВ і виникне момент горизонтальних шарнірів навколо осі 0-Z



а) Поздовжнє рівновагу вертольота на висінні.

б) Поперечний рівновагу вертольота на висінні.



в) Шляхове рівновагу вертольота на висінні.

Рис.23 Рівновага вертольота на висінні.

Умовами рівноваги на висінні є:

$H = \text{const} \rightarrow \sum F_{Y_0} = 0$ $R_{нв} - G - Y_{\Phi} - Y_{CT} = 0$ сталість висоти (рис. 23а).

$V_x = 0 \rightarrow \sum F_{X_0} = 0$ - немає сил на осі 0-X відсутність переміщень вперед-назад (Рис.23).

$\vartheta = \text{const} \rightarrow \sum M_Z = 0$ $M_{p.pv} + Y_{CT} \cdot l_{ct} - Y_{\Phi} \cdot L_{\Phi} = 0$ - сталість тангажу (рис.23).

$V_z = 0 \rightarrow \Sigma F_z = Z + G_z - T_{PB} = 0$ - відсутність переміщень вліво або вправо (рис.23б).

$\gamma = \text{const} \rightarrow \Sigma M_X = 0 \quad M_{X_{ГШ}} + Z \cdot Y_T - T_{PB} \cdot h_{PB} = 0$ - сталість крену (рис.23б).

$K_{yrc} = \text{const} \rightarrow \Sigma M_Y = 0 \quad M_{P_{HB}} - T_{PB} \cdot l_{PB} = 0$ - сталість напрямку (рис.23в).

2.10. Висіння

Для виконання висіння необхідно створити підйомну силу « R_{HB} », здатну подолати сили: ваги вертольота « G », силу опору фюзеляжу « Y_f » і підйомну силу стабілізатора « $Y_{ст}$ ».

$$R_{HB} = c_{HB} \cdot \frac{\rho(\omega R)^2}{2} F_{OM}$$

Підйомна сила HB залежить від щільності повітря (ρ), температури повітря, висоти розташування майданчика над рівнем моря і від дій пілота: зміна кроку HB (CHO) і частоти обертання HB (ω).

Максимальну величину підйомної сили можна отримати при максимально можливому кроці HB , оптимальної частоті обертання HB , при розташуванні майданчика близько до рівня моря і при низькій температурі повітря. Якщо необхідну підйомну силу в даних умовах отримати неможливо, то необхідно зменшити вагу вертольота, тобто зняти з вертольота частина вантажу.

Максимальна вага вертольота, який може підняти підйомна сила в даних умовах, визначається пілотом перед кожним злетом за допомогою номограм, які знаходяться в Керівництві з льотної експлуатації вертольота.

На висінні вертоліт може бути збалансований тільки з правим креном, так як врівноважити тягу рульового гвинта можна тільки за допомогою бічної сили « Z », для створення якої пілот відхиляє РЦШ вправо, з'являється момент горизонтальних шарнірів, який кренить вертоліт вправо. Потрібна тяга PB на висінні максимальна, значить, відхилення правої педалі і правий крен будуть максимальними.

При вітрі спереду, для утримання вертольота над майданчиком, пілот відхиляє РЦШ проти вітру. Аеродинамічні сили і моменти на вертольоті будуть такими ж, як при горизонтальному польоті зі швидкістю рівної швидкості вітру. При вітрі несучий гвинт працює в режимі косою обдування, підйомна сила збільшиться, чим більше швидкість вітру, тим більше підйомна сила HB , а це значить, що вертоліт може злетіти з великою вагою, перевезти більше вантажу або виконувати висіння на меншому режимі двигунів. При висінні проти вітру вертоліт висить стійко, має максимальний запас по потужності і подорожнього управління. Але дуже сильний вітер стає небезпечним для висіння тому поблизу землі потік повітря завжди має завихрення, які створюють бовтанку і небезпека удару вертольота про землю.

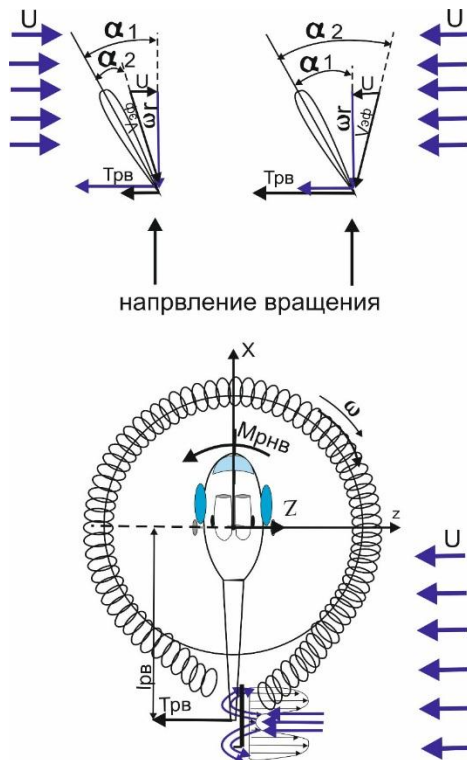


Рис.24 Вплив бокового вітру на тягу рульового гвинта.

При вітрі зліва зменшуються кути атаки лопатей РВ, зменшується тяга РВ (рис.24), через велику парусність хвостової балки на ній з'являється сила, що розгортається вертоліт вліво проти вітру. Щоб утримати вертоліт на заданому курсі пілот відхиляє вперед праву педаль, збільшуючи тим самим кут атаки у лопатей РВ і збільшуючи тягу РВ. При сильному вітрі зліва більш допустимого, права педаль може дійти до упору, а вертоліт буде мимовільно розгортатися вліво - втрата шляховий керованості.

При вітрі справа виникають сприятливі для висіння явища: кути атаки лопатей РВ збільшуються (рис.24), збільшується тяга РВ, на хвостовій балці виникає сила, що розгортається вертоліт вправо, яка доповнює тягу РВ.

Але, при вітрі більше 3 м / с. на РВ починають виникати несприятливі явища, що зменшують ТРВ:

- вихори з правого боку НВ здуваються на РВ;
- вітер проривається через центральну частину РВ (в центральній частині мала індуктивна швидкість) і утворюються вихори в районі РВ;
- кут атаки лопатей РВ може стати більш критичного - зрив потоку;
- при сильному вітрі РВ може увійти в режим вихрового кільця.

Ефект несприятливих явищ набагато сильніше сприятливих. У такій ситуації відхилення правої педалі, аж до упору, може не зберегти колійне рівновагу, і вертоліт буде мимовільно розгортатися вліво - втрата шляховий керованості.

При вітрі ззаду відбувається взаємодія вітру з індуктивним потоком повітря від НВ, що призводить до утворення вихорів в районі РВ, і як наслідок до зменшення ТРВ і необхідності значного відхилення правої педалі. Крім того, для утримання вертольота від переміщення вперед пілот відхиляє РЦШ «до себе». При сильному вітрі ззаду, РЦШ і права педаль можуть дійти до упору і вертоліт втратить подовжню і шляхову керованість.

Для збереження керованості вертольота на висінні Керівництвом з льотної експлуатації вертольота Мі-2 вводяться обмеження по швидкості вітру у землі.

Напрямок вітру	Швидкість вітру
зустрічний	18м / с
ліворуч	10м / с
справа	10м / с
попутний	5м / с

При висінні поблизу землі повітря, який відкидає НВ вниз, гальмується землею і створюється підвищений тиск - «повітряну подушку», яка дає приріст підйомної сили НВ. На малій висоті пілот може виконати висіння з меншою потужністю двигунів (на меншому кроці) в порівнянні з висіння поза зоною впливу «повітряної подушки» або використовувати цей приріст підйомної сили для збільшення вантажопідйомності вертольота (рис.25). Величина приросту тяги залежить від багатьох факторів.

Висота висіння. Чим більше висота, тим менше ефект «повітряної подушки».

Висота майданчика над рівнем моря. Чим більше висота площадки, тим менше ефект, тому що зі збільшенням висоти зменшується щільність повітря.

Підстилаюча поверхню:

- при висінні над схилом ефект зменшується, а при нахилі поверхні більше 40 ° - зникає;
- при висінні над вершиною пагорба ефект зменшується, а при кутах нахилу більше 40 ° - зникає;
- при висінні над центром конічної ями ефект залежить від нахилу стінок і глибини ями. Якщо яма неглибока, нахил стінок пологий - менше 10 °, то ефект збільшується, а якщо яма глибока, нахил стінок понад 20 °, то в ямі формується вихровий протягом повітря і ефект зменшується;

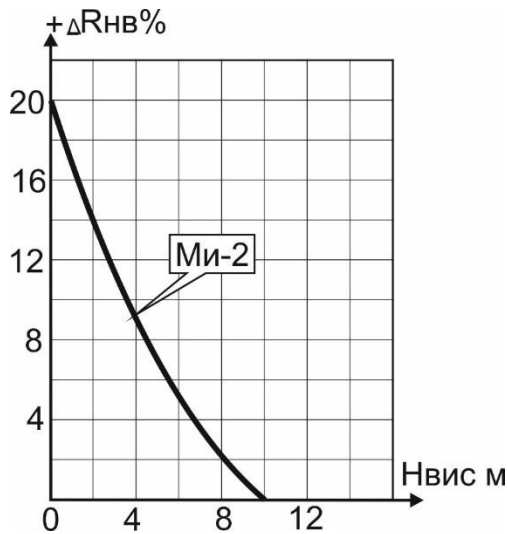


Рис.25 Вплив «повітряної подушки» на підйомну силу НВ.

- при висінні над центром циліндричної ями з вертикальними стінками, з діаметром ями рівним 2-2,5 діаметра НВ, в ямі утворюється потужний вихровий потік і підйомна сила НВ може зменшитися на 20-30%, Виникає небезпечна тенденція «засмокування» вертольота в яму;
- при висінні вертольота поблизу вертикальної стінки у частині захоплюваної площі НВ поблизу стіни з'являються вихори, підйомна сила НВ поблизу стіни зменшується і вертолiт крениться в бік стінки - підсмоктуватиметься сила «на стінку»;
- при висінні вертольота над травою швидкість розтікання повітря по землі зменшується і ефект збільшується;
- при висінні вертольота над чагарником, над лісом, над водою - ефект зменшується або зовсім зникає.

При горизонтальному переміщенні вертольота поблизу землі ефект «повітряної подушки» зменшується і на швидкості 30-40 км/г зникає повністю, але підйомна сила НВ при цьому не зменшується тому починає діяти ефект косою обдування НВ.

2.11. Вертикальний набір висоти

Потрібна потужність для створення вертикального набору висоти більше потужності, потрібної для висіння:

$$N_{НАБ} = N_{ВІС} + \Delta N;$$

При переміщенні вгору важеля «крок-газ», для створення надлишку потужності $+\Delta N$, збільшується підйомна сила, збільшиться реактивний момент НВ, порушується колійна балансування вертольота і вертолiт під дією реактивного моменту НВ буде прагнути розвернутися вліво. Для запобігання

розвороту необхідно відхиленням правої педалі збільшити тягу РВ, що в свою чергу призведе до порушення поперечного рівноваги тому тяга РВ побільшає сили «Z» і вертоліт почне переміщатися в бік більшої сили тобто вліво. Для запобігання переміщення необхідно збільшити силу «Z» відхиленням ручки циклічного кроку вправо. Вертикальна швидкість при цьому буде збільшуватися з прискоренням. Але при збільшенні вертикальної швидкості збільшується повітряний потік зверху, що призводить до зменшення кутів атаки елементів лопатей НВ, зменшується підйомна сила НВ і при досягненні певної «Vy», вертикальна швидкість стабілізується.

Максимальне значення V у можна отримати при використанні максимальної злітної режиму двигуна (двигунів) тобто при максимальному надлишку потужності (+ ΔN_{\max}) і при мінімальній вазі вертольота (G_{\min}).

$$V_{y\max} = \frac{\Delta N_{\max} \cdot 75}{G_{\min}}$$

де: $\Delta N_{\max} = N_{\text{расп}} - N_{\text{віс}}$. (Коефіцієнт 75пріменяється для перекладу кінських сил в кгм).

Зі збільшенням висоти, з огляду на зниження щільності повітря, потрібна потужність для висіння збільшується, а розташовується зменшується, тому буде зменшуватися надлишок потужності, а значить і Vy і на певній висоті надлишок потужності зникне $\Delta N = 0$, тоді набір висоти припиниться $V_y = 0$.

Висота, на якій на злітному режимі двигунів вертикальний набір не відбувається, називається теоретичним статичним стелею вертольота.

Висота, на якій на злітній режимі двигунів вертикальний набір становить 0,5 / с, називається практичним статичним стелею.

Стеля висіння буде залежати від щільності повітря і від польотної маси вертольота. У стандартній атмосфері практичний статична стеля становить. Вертоліт Мі-2:

- з масою вертольота 3550кг - 1000м.
- з масою вертольота 3350кг - 1700м.

2.12. Вертикальне зниження

Потрібна потужність для створення вертикального зниження менше, ніж для висіння:

$$N_{\text{CH}} = N_{\text{віс}} - \Delta N;$$

Для створення вертикального зниження необхідно, За допомогою незначного опускання важеля «крок-газ», зменшити потужність двигуна

(двигунів) що призведе до зменшення підйомної сили, порушення шляховий балансування - зменшиться реактивний момент НВ і вертоліт буде прагнути розвернутися вправо.

Для запобігання розвороту необхідно відхиленням лівої педалі зменшити тягу РВ, що в свою чергу призведе до порушення поперечного рівноваги тому тяга РВ стане менше сили «Z» і вертоліт почне переміщатися в бік більшої сили тобто вправо і для запобігання переміщення необхідно зменшити силу «Z» відхиленням ручки циклічного кроку вліво. Вертикальна швидкість зниження при цьому буде збільшуватися з прискоренням. Але при збільшенні вертикальної швидкості збільшується потік повітря знизу, що призводить до збільшення кутів атаки елементів НВ, збільшується підйомна сила НВ і при певній вертикальну швидкості зниження «Vу» стабілізується.

Для підвищення безпеки польотів не рекомендується знижуватися в небезпечній зоні (рис.45), а якщо немає можливості знижуватися з поступальною швидкістю, то вертикальне зниження виконувати строго проти вітру не допускаючи вертикальну швидкість зниження більш 2м / с, щоб ПВ не увійшов в небезпечний режим «вихрового кільця ».

2.13. Набір висоти з поступальною швидкістю

Набір висоти з поступальною швидкістю - це прямолінійний політ вертольота з постійною швидкістю і постійним кутом траєкторії « Θ » відносно горизонтальної площини.

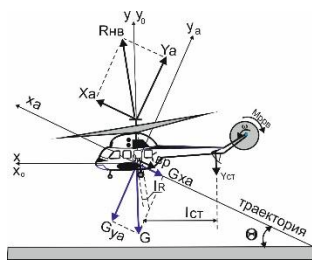


Рис.26 Набір висоти з поступальною швидкістю.

Умовами рівноваги польоту в наборі висоти є (рис.26):

$$V = \text{const.} \rightarrow \sum F_{xa} = 0 \quad X_a - G_{xa} - X_{вр} = 0 - \text{сталість швидкості.}$$

$$\theta = \text{Const.} \rightarrow \sum F_{ya} = 0 \quad Y_a - G_{ya} - Y_{ст} = 0 - \text{сталість кута набору.}$$

$$\vartheta = \text{Const.} \rightarrow \sum M_z = 0 \quad M_{р.рв} + Y_{ст} \cdot l_{ст} - R_{нв} \cdot l_R - M_{Zгш} = 0 - \text{сталість тангажу.}$$

Потрібна потужність для набору висоти більше потужності потрібної для ДП:

$$N_{\text{ПНВ}} = N_{\text{ППП}} + \Delta N;$$

Набір висоти рекомендується виконувати на номінальному режимі двигуна (двигунів). По кривим потрібної і підведений потужності для кожного значення швидкості польоту можна розрахувати надлишок потужності ΔN і можливу в даних умовах вертикальну швидкість набору висоти (рис.27):

$$\Delta N = N_{\text{подв}} - N_{\text{потр}}; \quad V_y = \frac{75 \Delta N}{G}$$

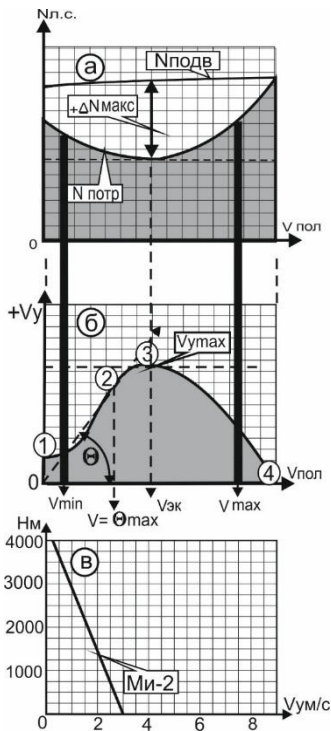


Рис.27 Характеристики набору висоти з поступальною швидкістю.

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 $V_{\text{пол}}$. Ця крива називається поларою (указательницею) набору висоти (рис.23б). Вертикальна швидкість набору висоти визначає важливу льотну характеристику вертольота - скоропідйомність.

На указательнице набору можна виділити чотири характерні точки:

- 1- визначається при $V_{\text{пол}} = 0$, вертикальний набір, $\Delta N = \min$, V_y незначна, потрібно багато потужності.
- 2- визначається як дотична з початку координат, на цій швидкості максимальний кут набору висоти = \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.27), максимальна теоретична $V_{пол.}$, Немає надлишку потужності $\Delta N = 0$, 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 (рис.27в). 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 60-70км / ч.

2.14. 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».

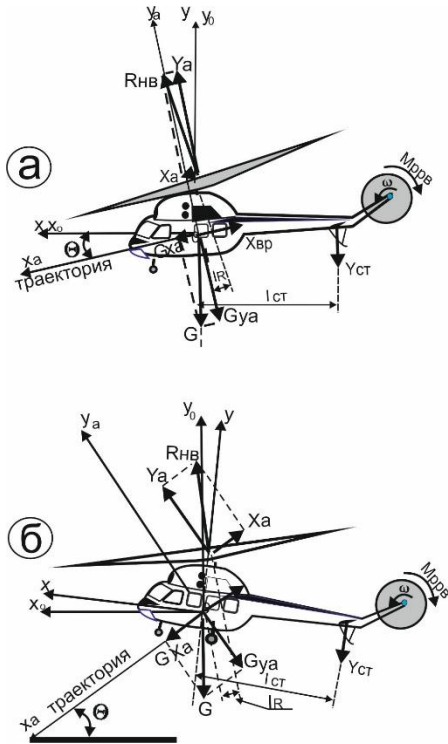


Рис.28 Схема сил на зниженні.

Вертоліт може знижуватися по пологій траєкторії з негативним кутом атаки НВ (рис.28) або по крутій траєкторії з позитивним кутом атаки НВ (рис.28б).

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

Умовами рівноваги при пологом зниженні є (рис.28):

$$V = \text{const.} \rightarrow \Sigma F_{xa} = 0 \quad X_a + G_{xa} - X_{вр} = 0 - \text{сталість швидкості};$$

$$\theta = \text{Const.} \rightarrow \Sigma F_{ya} = 0 \quad Y_a - G_{ya} - Y_{ст} = 0 - \text{сталість кута зниження};$$

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

Умовами рівноваги при крутому зниженні є (рис.28б):

$$V = \text{const.} \rightarrow \Sigma F_{xa} = 0 \quad G_{xa} - X_a - X_{вр} = 0 - \text{сталість швидкості};$$

$$\theta = \text{Const.} \rightarrow \Sigma F_{ya} = 0 \quad Y_a - G_{ya} - Y_{ст} = 0 - \text{сталість кута зниження}.$$

Потрібна потужність для зниження менше, ніж для горизонтального польоту (рис.28), тому що частина роботи по переміщенню вертольота виконує сила ваги вертольота « G_{xa} »:

$$N_{CH} = N_{ППП} - \Delta N;$$

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

$$-\Delta N = N_{\text{потр}} - N_{\text{подв}}; \quad V_y = \frac{75(-\Delta N)}{G}$$

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

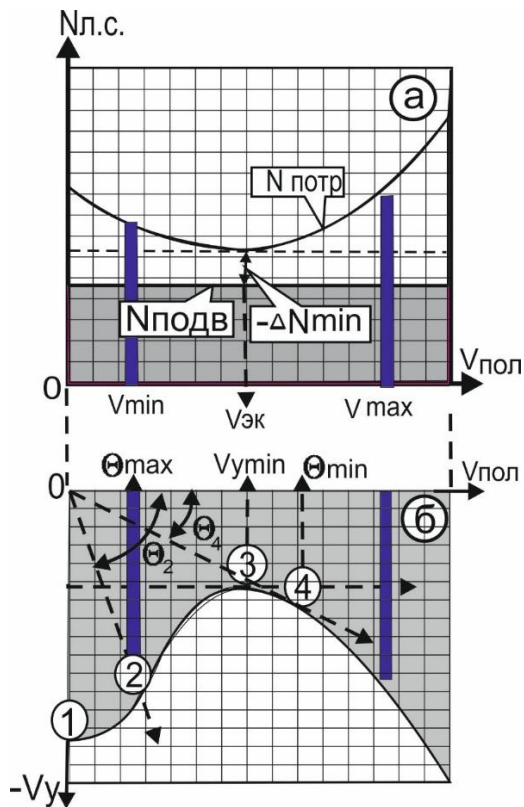


Рис.29 Характеристики зниження з поступальною швидкістю.

На указательніце зниження можна виділити чотири характерні точки;

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

2-опеделяється як вертикальна швидкість зниження при мінімальній дозволений швидкості польоту, максимальний кут зниження $\Theta_2 = \text{Max}$;

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

4 визначається як дотична з початку координат, мінімальний кут зниження при заданій потужності $\Theta_4 = \text{Min}$, максимальна дальність планування.

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

Для вертольота Мі-2 найвигодніші швидкостями зниження будуть:

Барометрична висота польоту, м.	Найвигоднейшая 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 дозволяється в діапазоні швидкостей від мінімальної до максимальної для даної висоти.