

Міністерство внутрішніх справ України
Харківський національний університет внутрішніх справ
Кременчуцький льотний коледж

Тягній В. Г., Ємець В. В.



ОСНОВИ АЕРОДИНАМІКИ ТА ДИНАМІКИ ПОЛЬОТУ

ЧАСТИНА II ДИНАМІКА ПОЛЬОТІВ

Навчальний посібник

Харків 2023

*Рекомендовано Вченою радою
Харківського національного університету внутрішніх справ
від 27.06.2023, протокол № 8*

Розробники:

– професор навчального відділу Кременчуцького льотного коледжу Харківського національного університету внутрішніх справ, викладач циклової комісії аеронавігації, кандидат технічних наук, старший науковий співробітник, спеціаліст вищої категорії, викладач-методист **В. Г. Тягній**;

– викладач циклової комісії аеронавігації, спеціаліст I категорії Кременчуцького льотного коледжу Харківського національного університету внутрішніх справ **В. В. Ємець**.

Рецензенти:

– професор навчального відділу Кременчуцького льотного коледжу Харківського національного університету внутрішніх справ, кандидат технічних наук, професор, спеціаліст вищої категорії, викладач циклової комісії авіаційного та радіоелектронного обладнання **Ю. М. Гаврилюк**;

– головний науковий співробітник ТОВ «Науково-виробниче об'єднання “ABIA”», кандидат технічних наук, старший науковий співробітник **В. П. Зінченко**.

Тягній В. Г. Основи аеродинаміки та динаміки польоту. Частина II.
Т99 Динаміка польотів : навч. посіб. / В. Г. Тягній, В. В. Ємець ; МВС
України, Харків. нац. ун-т внутр. справ, Кременчуцьк. льотний коледж.
– Харків : ХНУВС, 2023. – 136 с.
ISBN 978-966-610-274-7

У навчальному посібнику розглянуто теоретичні основи аналізу закономірностей динаміки сталого руху одногвинтового вертольоту, принципи його балансування, поняття про центрування, характеристики стійкості та керованості вертольоту.

Навчальний посібник розроблено для здобувачів освіти галузі знань 27 «Транспорт», спеціальності 272 «Авіаційний транспорт», спеціалізацій «Аеронавігація» і «Технічне обслуговування та ремонт ПС і авіадвигунів».

УДК 629.7.015.533.661(075.8)

ПЕРЕДМОВА

Метою навчального посібника «Основи аеродинаміки та динаміки польоту. Частина II: Динаміка польоту» із дисципліни «Динаміка польоту» є вивчення закономірностей динаміки руху одногвинтового вертольота, в тому числі характеристики його стійкості та керованості, умов рівноваги та балансування на сталих і несталих режимах польоту.

Завданням дисципліни є оволодіння методами визначення:

- параметрів статичної та динамічної стійкості і керованості одногвинтового вертольота;
- умов рівноваги сил та моментів, що діють на вертоліт на сталих режимах польоту і особливостей його балансування на цих режимах польоту;
- особливостей поведінки одногвинтового вертольота на несталих режимах польоту;
- особливостей поведінки вертольота в особливих випадках.

Результатом вивчення дисципліни є:

знання:

- впливу різних факторів на статичну і динамічну стійкість і керованість вертольота;
- умов рівноваги вертольота на сталих режимах польоту і особливостей його балансування на цих режимах;
- динаміки вертольота на несталих режимах польоту;
- динаміки вертольота в особливих випадках;
- правил завантаження вертольота;
- впливу експлуатаційних факторів на дальність і тривалість польоту вертольота;

вміння:

- аналізувати вплив різних факторів та зовнішнього середовища на стійкість і керованість вертольота;
- аналізувати поведінку вертольота на сталих і несталих режимах польоту і в особливих випадках;
- розраховувати центрування вертольота;
- розраховувати потрібну для виконання польоту кількість палива.

ТЕМА 1.

РІВНОВАГА, СТІЙКІСТЬ І КЕРОВАНІСТЬ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

ЛЕКЦІЯ 1.1. ОСНОВНІ РІВНЯННЯ РУХУ ВЕРТОЛЬОТА В ПОЛЬОТІ. ПОНЯТТЯ ПРО СТІЙКІСТЬ ТА КЕРОВАНІСТЬ ВЕРТОЛЬОТА

План лекції

- 1.1.1. Сили та моменти, що діють на вертоліт у польоті.
- 1.1.2. Основні системи координат, що використовуються для аналізу динаміки польоту вертольота.
- 1.1.3. Схематизація руху вертольота, рівняння руху в польоті.
- 1.1.4. Поняття стійкості та керованості вертольота.

1.1.1. Сили та моменти, що діють на вертоліт у польоті

Залежно від режиму польоту на вертоліт діють масові, аеродинамічні та інерційні сили і моменти. Останні виникають на несталих режимах польоту, коли вертоліт рухається з прискореннями, які є причиною виникнення інерційних сил та моментів.

На вертоліт одногвинтової схеми в сталому польоті діють такі сили і моменти (рис. 1.1.1):

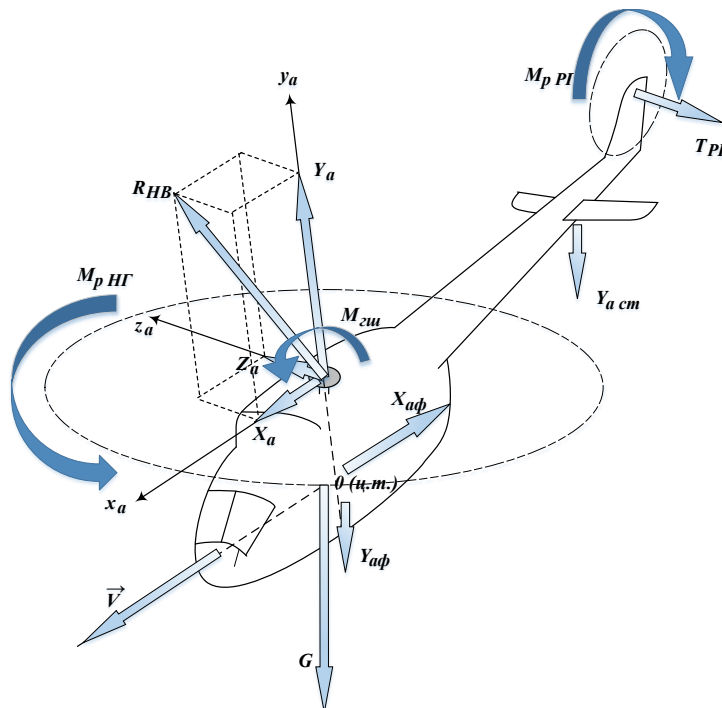


Рис. 1.1.1. Сили та моменти, що діють на вертоліт у польоті
(швидкісна система координат)

- сила тяжіння (G);
- результуюча аеродинамічна сила ($R_{НГ}$);
- сила опору фюзеляжу ($X_{aф}$);

- вертикальна сила фюзеляжу, що виникає за рахунок обдування фюзеляжу індуктивним потоком (Y_{af});
- позитивна або негативна (залежно від кута атаки) аеродинамічна сила стабілізатора (Y_{act});
- тяга рульового гвинта (T_{PG});
- реактивний момент НГ ($M_{p\text{ НГ}}$);
- реактивний момент РГ ($M_{p\text{ РГ}}$);
- момент від рознесення горизонтальних шарнірів M_{zu} .

1.1.2. Основні системи координат, що використовуються для аналізу динаміки польоту вертольота

Просторові напрямки сил та моментів, що діють на вертоліт у польоті, значною мірою залежать від режиму польоту. Тому для зручності аналізу динаміки польоту використовуються прямокутні системи координат і в рівняннях, які описують рух вертольота, використовуються проекції сил та моментів.

В основному для аналізу використовуються такі системи координат:

- зв'язана;
- швидкісна;
- нормальна.

Взаємозв'язок цих систем координат показано на *рис. 1.1.2 та 1.1.3.*

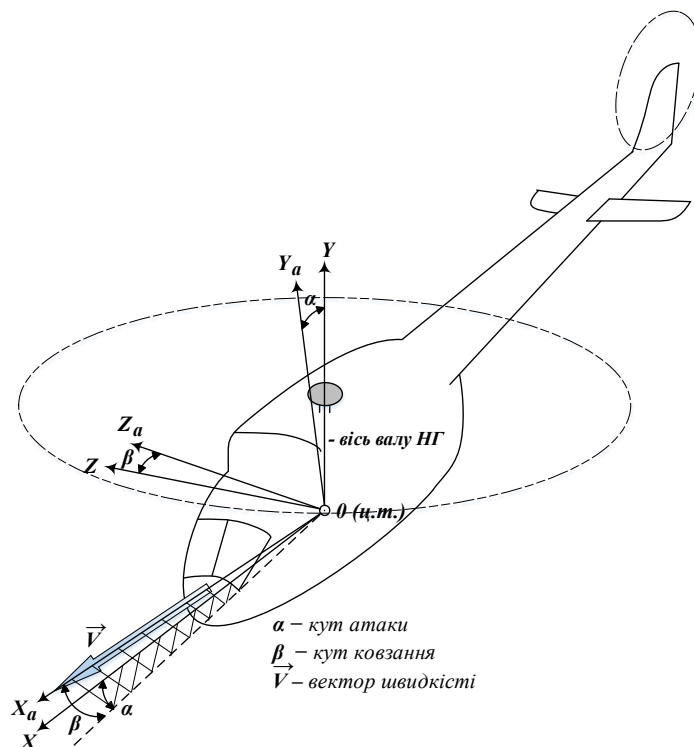


Рис. 1.1.2. Швидкісна та зв'язана системи координат

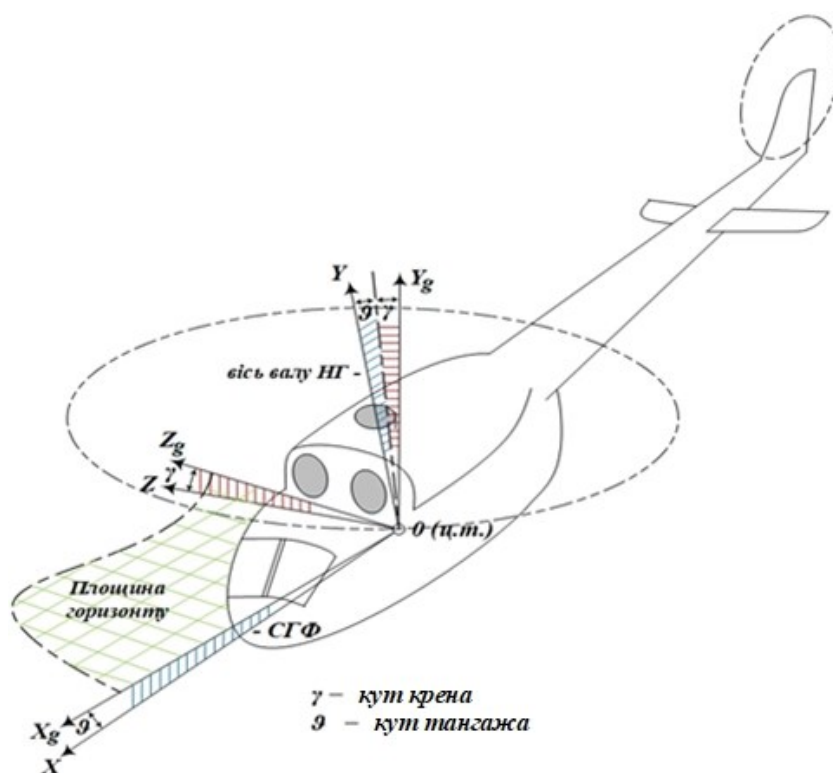
Начала усіх систем координат розташовані в центрі тяжіння (0) вер-

$OXYZ$ – зв’язана система координат, вісі якої пов’язані з вісями вертольота:

- вісь OX розташована у горизонтальній площині симетрії і спрямована вздовж будівельної горизонталі вертольота;
- вісь OY розташована у вертикальній площині симетрії і спрямована вздовж валу НГ;
- вісь OZ розташована в горизонтальній площині перпендикулярно вісям OX і OY .

$OX_aY_aZ_a$ – швидкісна система координат, вісі якої пов’язані з вектором швидкості:

- вісь OX_a спрямована в напрямі вектора швидкості незбуреного потоку ($\vec{V}$). Відносно вісі OX швидкісна вісь відхилена на кут атаки (α) у вертикальній площині і на кут ковзання (β) у горизонтальній площині;
- вісь OY_a розташована у вертикальній площині симетрії вертольота перпендикулярно вісі OY_a і відхилена відносно осі OY на кут атаки (α);
- вісь OZ_a спрямована перпендикулярно вісям OX_a і OY_a і відхилена відносно вісі OZ на кут ковзання (β).



Швидкісну систему координат зручно використовувати для аналізу рівноваги і балансування на режимах польоту з поступальною швидкістю. Рівновагу на вертикальних режимах і на виражах зручно аналізувати за допомогою нормальної земної системи координат ($0X_gY_gZ_g$), вісі $0X_g$ і $0Z_g$ розташовані в площині горизонту ($0X_gZ_g$):

- вісь OX_g розташована в площині горизонту; вісь OX_g спрямована по лінії заданого курсу, кут між вісями OX і OX_g називається кутом тангажа (θ);
- вісь OY_g спрямована перпендикулярно площині горизонту, її напрям із напрямом, протилежно вектору сили ваги ($\vec{G}$). Кут між вісями OY і OY_g називається кутом крену (γ);
- вісь OZ_g спрямована перпендикулярно площині OX_gY_g і відхилена від вісі OZ на кут крену (γ).

1.1.3. Схематизація руху вертольота, рівняння руху в польоті

Напрямок руху вертольота в будь-який момент часу визначається напрямом вектора швидкості польоту (рис. 1.1.4) і описується рівняннями, які ґрунтуються на другому законі Ньютона:

$$m \frac{dV}{dt} = F = R_{HF} + G, \text{ звідки } \frac{dV}{dt} = \frac{R_{HF} + G}{m},$$

де

R_e – результуюча аеродинамічних сил, Н;

G – вага вертольота, Н;

m – маса вертольота, кг;

$\frac{dV}{dt}$ – прискорення центру мас вертольота, м/с².

Аеродинамічні сили залежать від орієнтації вертольота щодо вектора швидкості.

Обертальний рух вертольота навколо центра мас описується рівнянням:

$$M_{\Sigma} = I_{\omega} \cdot \dot{\omega},$$

де: M_{Σ} – сумарний неврівноважений момент відносно центру мас від всіх аеродинамічних сил, що діють на вертоліт $M_{\Sigma} = \sum M_{Fi}$;

I_{ω} – момент інерції вертольота відносно вісі повороту;

$\dot{\omega} = \frac{d\omega}{dt}$ – кутове прискорення вертольота при обертанні навколо центру

мас.

Рівняння описує рух вертольота навколо центра мас під впливом моментів цих сил, записується в проекціях на вісі зв'язаної системи координат.

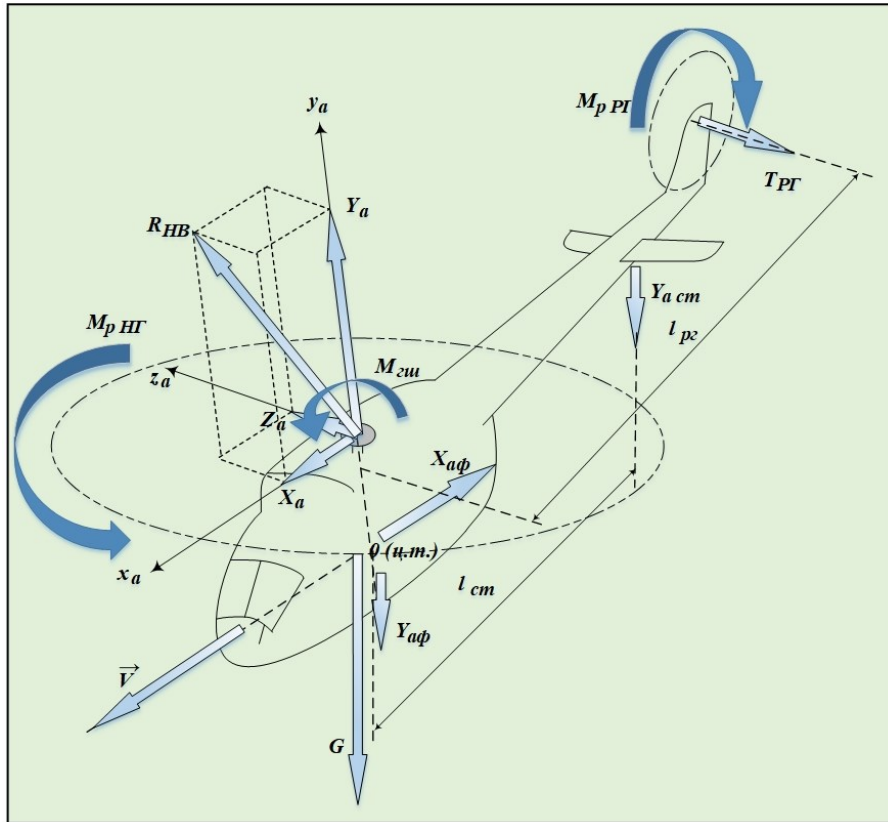


Рис. 1.1.4. Схема сил, що діють на вертоліт

Рівняння описує рух вертольота навколо центра мас під впливом моментів цих сил, записується в проекціях на вісі зв'язаної системи координат.

На рис. 1.1.5 представлені сили, що діють на вертоліт одногвинтової схеми з крилом і кілем, а також їх проекції на швидкісні вісі системи координат при відсутності крену і ковзання вертольота.

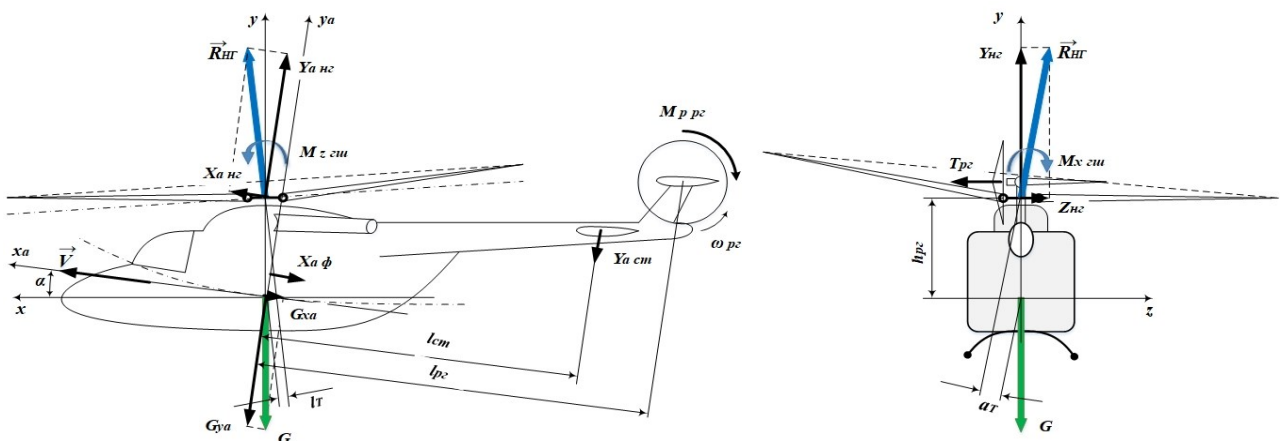


Рис. 1.1.5. Схема сил і моментів, що діють на вертоліт у польоті

Відповідно до схеми сил, показаної на рис. 1.1.5, рівняння руху вертольота в проекціях на зазначені вісі координат мають такий вигляд:

$$\sum F_x = X_{nz} - X_\phi - G \sin \theta = m \cdot \frac{dV}{dt}$$

$$\sum F_y = Y_{nz} - Y_{cm} - G \cos \theta = m \cdot V \cdot \frac{d\theta}{dt}$$

$$\sum F_z = Z_{nz} - T_{pz} = m \cdot j_z$$

$$\sum M_x = R_{nz} \cdot a_T + M_{xzш} - T_{pz} \cdot h_{pz} = J_x \frac{d\omega_x}{dt}$$

$$\sum M_y = M_{pnz} - T_{pz} \cdot l_{pz} = J_y \frac{d\omega_y}{dt}$$

$$\sum M_z = T_{nz} \cdot l_T - M_{zш} + Y_{cm} \cdot l_{cm} + M_{ppz} = J_z \frac{d\omega_z}{dt}$$

Перші три рівняння описують рух центру мас вертольота, інші **три рівняння** – рух вертольота навколо центра мас.

Інерційні та масові сили прикладені в центрі мас вертольота, аеродинамічні сили прикладені в центрі тиску або аеродинамічному фокусі.

Напрямок складових сили тяжіння визначається з урахуванням знака кута нахилу траєкторії.

Підйомні сили $HГ - Y_{nz}$ (і крила – Y_{kp}) у вертольотів завжди спрямовані по позитивному напрямку вісі Oy .

Під дією сил, показаних на *рис. 1.1.5*, вертоліт буде виконувати розгін із набором висоти по криволінійній траєкторії, показаній штриховою лінією. При цьому якщо пілот утримує вертоліт від крену і ковзання, не втручається в подальше управління, темп зміни швидкості польоту і кута нахилу траєкторії буде безупинно змінюватися у зв'язку зі зміною величин і співвідношень сил, що діють уздовж координатних вісей, як у зв'язку зі зміною кута якості (θ), так і внаслідок зміни кута тангажа.

Траєкторію і залежність характеристик руху вертольота від часу можна отримати розв'язанням системи з **шести рівнянь**. Сукупність характеристик (*параметрів*) польоту, таких як швидкість, висота польоту, крен і тангаж вертольота, темп їх зміни визначає режим польоту вертольота.

Розрізняють несталі й сталі режими польоту.

Несталим називається політ зі змінною за величиною або напрямком швидкістю (*розгін або гальмування в горизонтальному польоті, криволінійні маневри, зліт, посадка вертольота тощо*). Несталі режими польоту зазвичай є перехідними від одного сталого режиму до іншого.

Сталим називається політ вертольота з постійною за величиною і напрямком швидкістю, при відсутності прискорення. Це означає, що всі діючі на вертоліт сили і їх моменти взаємно урівноважені. При цьому рівняння руху приймають вигляд:

$$R_{nz} + G = 0 \text{ і } M_z = 0, \text{ або } \sum F_i = 0 \text{ і } \sum M_{F_i} = 0,$$

де: F_i – вектор будь-якої аеродинамічної сили чи сили тяжіння;

M_{Fi} – вектор моменту i -ї сили відносно центру мас.

При рівновазі вертольота праві частини всіх рівнянь руху стають рівними нулю і кожне з цих рівнянь виражає умову сталості відповідного параметра польоту:

$$\begin{aligned}\sum F_x &= X_{nz} - X_\phi - G \sin \theta = 0; \rightarrow V = \text{const} \\ \sum F_y &= Y_{nz} - Y_{cm} - G \cos \theta = 0; \rightarrow \theta = \text{const} \\ \sum F_z &= Z_{nz} - T_{pz} = 0; \rightarrow \psi = \text{const} (\approx 0) \\ \sum M_x &= R_{nz} \cdot a_T + M_{x_{zш}} - T_{pz} \cdot h_{pz} = 0 \rightarrow \gamma = \text{const} \approx 0 \\ \sum M_y &= M_{p_{nz}} - T_{pz} \cdot l_{pz} = 0 \rightarrow \Theta = \text{const} \approx 0 \\ \sum M_z &= T_{nz} \cdot l_T - M_{z_{zш}} + Y_{cm} \cdot l_{cm} + M_{p_{pz}} = 0 \rightarrow \psi = \text{const}\end{aligned}$$

Виконання умов першого рівняння забезпечує сталість швидкості по величині, виконання другого рівняння – сталість кута нахилу траєкторії, виконання третього рівняння – сталість курсового кута. Для виконання цих умов необхідні сталість кутів крену, рискання і тангажа вертольота, що забезпечується відсутністю невірноважених моментів щодо будь-якої з координатних вісей. При цьому в силу природного завалу вісь конуса $НГ$ зазвичай відхилена назад і момент $M_{z_{zш}} > 0$.

Для переходу до сталого режиму польоту вертоліт повинен бути попередньо збалансованим.

Балансуванням вертольота називається процес керування, в ході якого пілот врівноважує вертоліт по силам і моментам. Рівновага поздовжніх (по вісі $0x$) і поперечних (уздовж вісі $0y$) сил, а також поздовжніх (щодо поперечної вісі $0z$) моментів забезпечується установкою кута загального кроку $НГ$ ($\phi_{0ш}$) і поздовжнім відхиленням ручки керування відповідно до режиму польоту. Рівновага бічних сил ($\sum F_z = 0$), а також поперечних (M_x) і рискання (M_y) моментів досягається установкою відповідної величини сили тяги рульового гвинта $РГ$ за допомогою педалей і поперечного відхилення сили тяги $НГ$ R_{nz} за допомогою ручки керування вертольотом.

Відповідні рівноваги вертольота, положення важелів керування, а також значення кутів, що характеризують просторове положення вертольота і його орієнтацію щодо вектора швидкості, називаються **балансувальними**.

1.1.4. Поняття стійкості та керованості вертольота

Режим польоту вертольота, що задається пілотом установкою важелів керування в певне балансувальне положення, може порушуватися зовнішніми впливами (збуреннями). Сталий політ вертольота без впливу збурень називається **незбуреним рухом**.

Рух вертольота після впливу збурення (без втручання пілота в керування) називається збуреним. Характеристики збуреного руху є характеристиками власного руху вертольота.

Збурений рух може бути коливальним і неколивальним (аперіодичним). Відхилення характеристик руху від заданих із плином часу можуть зменшуватися, при цьому вихідний режим польоту буде відновлюватися.

Під *стійкістю* руху вертольота розуміється здатність його повертатися без втручання пілота до вихідного режиму усталеного польоту після припинення дії збурюючих причин.

Характер збуреного руху вертольота залежить, перш за все, від напрямку сил і моментів, що з'являються при порушенні рівноваги (рис. 1.1.6). Для забезпечення стійкості руху необхідно, щоб при відхиленні від вихідного режиму вертоліт мав властивості створювати відновлюючі сили і моменти сил, що перешкоджають розвитку збурень і відходу від стану рівноваги, які прагнуть відновити вихідне положення (рис. 1.1.7).

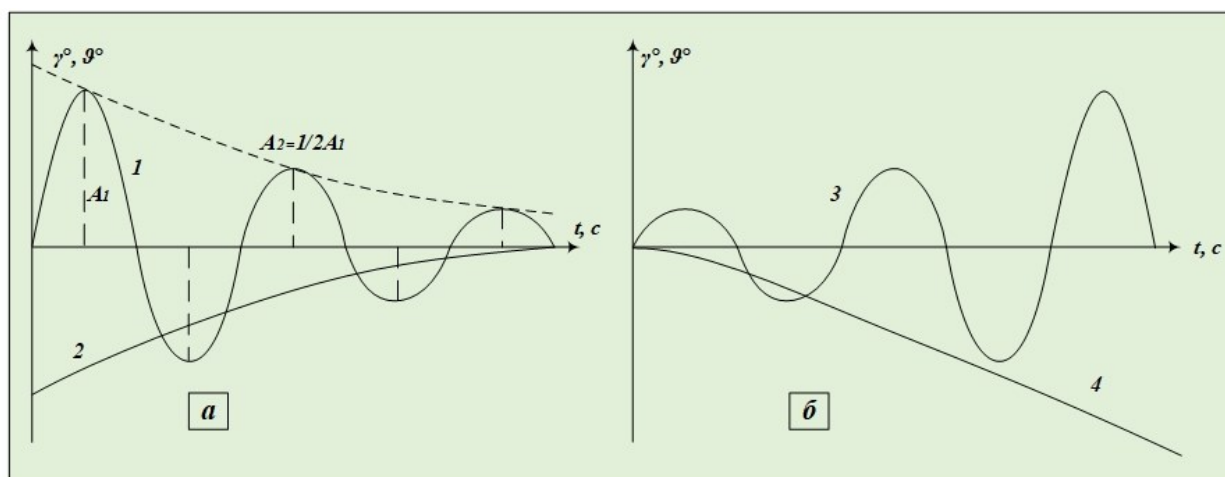


Рис. 1.1.6. Види збуреного руху:

а – стійкий: **1** – загасаюче-коливальний; **2** – аперіодичний
б – нестійкий: **3** – зростаюче-коливальний; **4** – аперіодичний

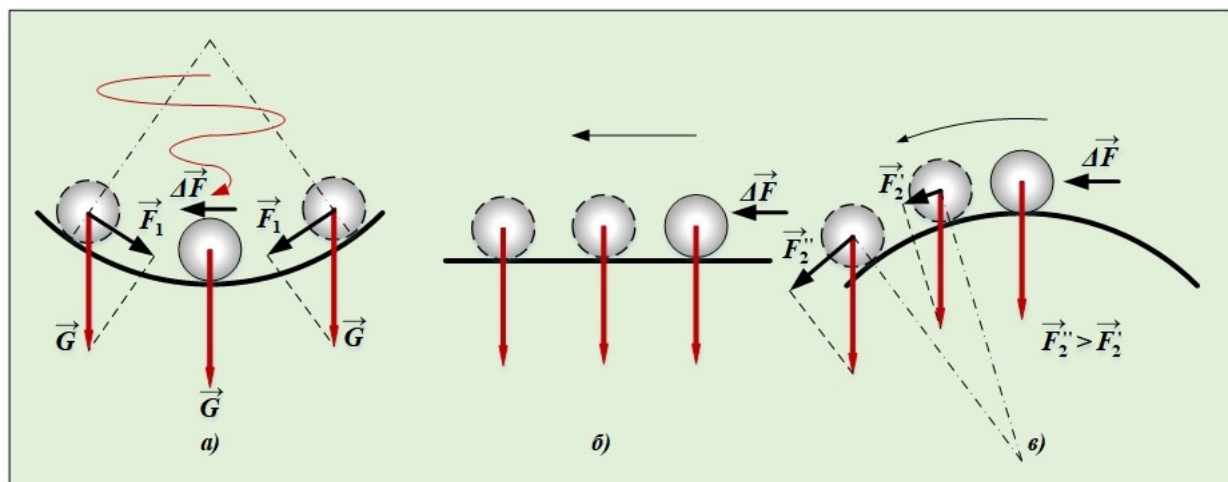


Рис. 1.1.7. Схема видів рівноваги тіла
а) стійка; **б)** нейтральна; **в)** нестійка

Статичні характеристики стійкості відповідають на питання про те, в яких умовах рівноваги сил і моментів – стійкої, нейтральної або нестійкої – виконується політ (рис. 1.1.8).

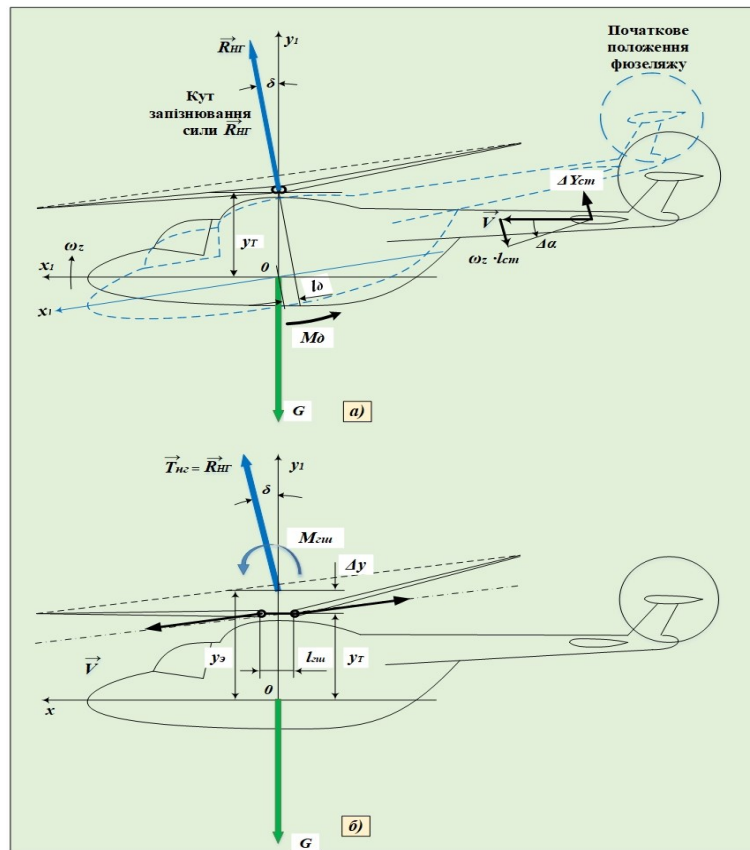


Рис. 1.1.8. Виникнення демпфуючих моментів стабілізатора і НГ вертольота:

а) НГ без розносу ГШ; б) за наявності розносу ГШ

Наявність статичної стійкості є необхідною, але недостатньою умовою для повернення вертольота до вихідного режиму, в тому числі для забезпечення стійкості руху (динамічної стійкості).

Подальший розвиток збуреного руху після початкового відхилення залежить не тільки від статичних характеристик стійкості, а й від наявності демпфування.

Демпфування полягає в появі аеродинамічних, демпфуючих сил і їх моментів M_D , що сприймають енергію збуреного руху і розсіюють її в навколишнє середовище, гасячи тим самим цей рух.

$$M_D^{cm} = \Delta Y_{cm} \cdot l_{cm} = C_y^{\alpha} \cdot \omega_z \cdot l_{cm}^2 \cdot S_{cm} \cdot \frac{\rho V^2}{2},$$

$$\text{так як } \Delta \alpha \approx \frac{\omega_z \cdot l_{cm}}{V}$$

Демпфуючими властивостями володіє і несучий гвинт. При зміні кута тангажа (або крену) вертольота вісь конуса і сила $T_{нг}$ внаслідок інерції лопатей і шарнірної їх підвіски дещо відстають від вісі вала $НГ$ (на кут $\delta = k\omega_x$), як показано на *рис. 1.1.8*. Відставання тим більше, чим більше кутова швидкість тангажа або крену, чим важче лопаті і чим менше частота обертання $НГ$. При цьому створюється спрямований проти обертання демпфуючий момент сили $T_{нг}$

$$M_D^T = T_{нг} \cdot l_D = T_{нг} \cdot y_T \cdot \delta.$$

Величина демпфуючого моменту M_D^T збільшується при збільшенні розносу ГШ. З урахуванням розносу ГШ значення демпфуючого моменту $НГ$:

$$M_D^T = (T_{нг} \cdot y_T + F_{цб} \cdot l_{цш}) \cdot k \cdot \omega_z.$$

Тільки за наявності статичної стійкості і достатнього демпфування вертолiт має стійкість руху (має динамічну стійкість).

Розгляд поздовжнього збуреного руху дозволяє отримати характеристики поздовжньої стійкості вертольота.

В інших випадках можна виділити бічний рух, а саме переміщення уздовж вісі Oz і обертання по крену і рискання (відносно вісей Ox і Oy). Розглядаючи розвиток бічного збуреного руху, можна визначити характеристики бічної стійкості.

Поділ руху вертольота на поздовжній і бічний найбільш правомірний для симетричних в аеродинамічному відношенні схем вертольотів – співвісної і меншою мірою – поздовжньої і поперечної. У вертольотів одnogвинтової схеми такий поділ руху здебільшого є досить умовним, тому що насправді ці види руху тісно пов'язані. Так, поздовжні коливання викликають зміну величини і напрямків результуючих аеродинамічних сил несучих і кермового гвинтів, що приводить до зміни моментів крену і рискання і виникнення сумнівів щодо поздовжньої і нормальної вісей (*рис. 1.1.9, а*)).

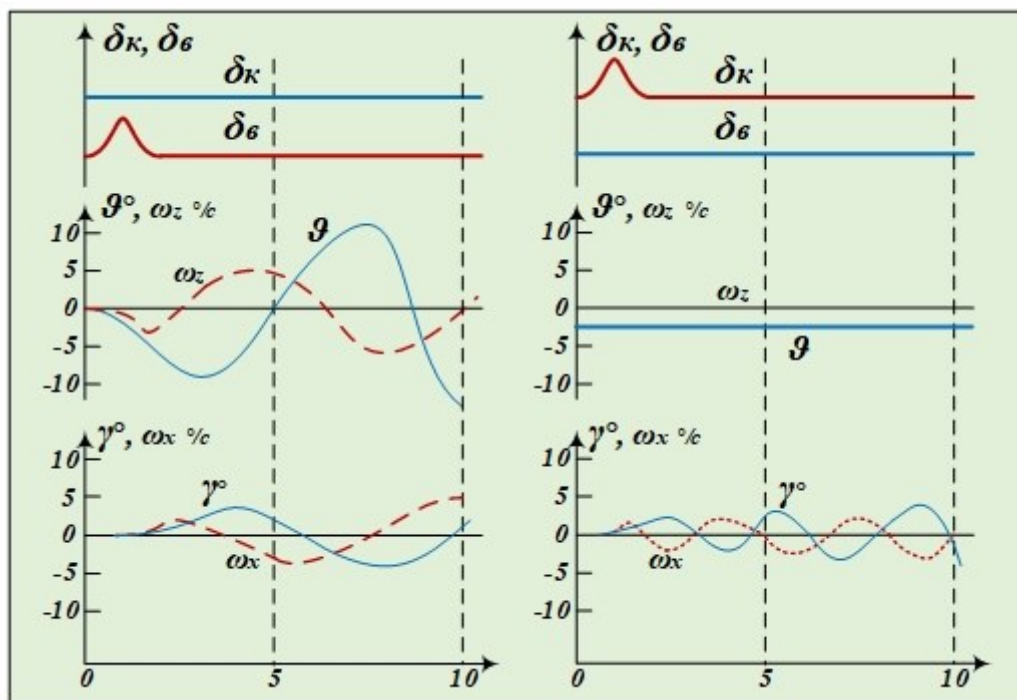
Якщо вертолiт має стійкість руху, але повернення до вихідного режиму польоту займає тривалий час, пілот може, не чекаючи закінчення цього процесу, відхиленням важелів керування швидше відновити вихідний режим польоту. Втручання пілота в керування вертольотом тим більше необхідно, якщо вертолiт нестійкий, тому що в процесі збуреного руху він не здатний повернутися самостійно до вихідного режиму. Нестійкий вертолiт, реагуючи на зовнішні впливи, легко виходить зі стану рівноваги. На такому вертольоті сам пілот може ненавмисно порушити рівновагу найменшими неточними рухами важелів керування. Виконання польоту на нестійкому вертольоті вимагає особливої техніки пілотування та постійної уваги пілота.

Таким чином, при будь-яких характеристиках стійкості вертольота виконання польоту можливо тільки за наявності відповідної керованості. Напрямок та темп дачі, величина ходу і зусилля на важелях керування залежать не тільки від характеристик стійкості, але і від того, як вертолiт реагує на пере-

міщення важелів керування, в тому числі від характеристик його керованості.

Керованістю вертольота називається його здатність реагувати на керуючі дії пілота (*переміщення важелів керування*).

Керованість вертольота визначається, з одного боку, його динамічними властивостями у вільному русі, з іншого – можливостями створення керуючих сил і моментів. Кількісними характеристиками керованості вертольотів є: *потужність, ефективність, чутливість управління і запізнювання в керуванні.*



а) на висінні

б) в горизонтальному польоті

Рис. 1.1.9. Характеристики збуреного (власного) коливального руху вертольотів

Потужність керування визначається величиною максимального керуючого моменту $M_{кер.макс}$, що виникає при відхиленні важеля керування від нейтрального положення до упору. Цей момент повинен забезпечити на всіх режимах польоту можливість парирування збурень, що діють на вертоліт. Але в польоті максимальний наявний керуючий момент буде різним на різних режимах залежно від балансування положення відповідного важеля керування. Тому потужність керування виконується таким чином, щоб на граничних режимах польоту при гранично допустимих центровках її залишок (*при мінімальних запасах ходу важелів керування – 20 %*) все ж забезпечував необхідну керованість при парируванні збурень.

Ефективність керування $M_{упр}^{\delta}$ визначається величиною приросту керуючого моменту, що діє на вертоліт при відхиленні важеля керування на одиницю його ходу (міліметр або градус):

$$M_{упр}^{\delta} = \frac{\partial M_{упр}}{\partial \delta}.$$

Розрізняють ефективність поздовжнього, поперечного і шляхового керування. Чим більше величина керуючого моменту при одиничному відхиленні важеля керування, тим вище ефективність даного виду керування. Тому ефективність поздовжнього і поперечного керування тим вище, чим більше сила тяги $НГ$, вертикальна центровка вертольота, а також розніс ГШ. Ефективність шляхового керування тим вище, чим більше тяга рульового гвинта $РГ$ і відстань від його вісі до центру мас вертольота.

Знаючи ефективність керування, можна на різних режимах польоту визначити величину зміни керуючого моменту при відхиленні важеля керування на величину $\Delta\delta$:

$$\Delta M_{упр} = M_{упр}^{\delta} \cdot \Delta\delta .$$

Однак величина ефективності керування ще не характеризує поведінку вертольота при тому чи іншому відхиленні ручки керування або педалей. Адже керуючому моменту протидіють демпфуючі, інерційні і стабілізуючі моменти. Реакція вертольота на керуючий вплив характеризується чутливістю керування, яка є основним показником керованості вертольота.

Чутливість керування визначається величиною сталої кутової швидкості обертання вертольота при відхиленні важеля керування на одиницю ходу.

Чутливість керування тим вище, чим більше ефективність керування і менше демпфуючі властивості вертольота. Чутливість – важлива характеристика керування, тому що, з точки зору фізіологічних особливостей пілота, погано, коли вертоліт володіє надмірно високою чутливістю керування і коли вона у нього дуже низька. Низька чутливість керування робить вертоліт малоповоротливим, пілотові доводиться відхиляти на більшу величину один із важелів керування, щоб досягти бажаної кутової швидкості повороту. При високій чутливості керування вертоліт стає «суворим у пілотуванні» – на невеликі, практично непомітні, рухи ручки керування він буде реагувати з великою кутовою швидкістю, що може призвести до розгойдування вертольота.

Таким чином, чутливість керування залежить від співвідношення між ефективністю керування та показником демпфування $M_{д}^{\delta} = \frac{\partial M_{д}}{\partial \omega}$. Тривалість же

процесу встановлення кутової швидкості, що характеризує чутливість керування, залежить від ефективності керування і величини моменту інерції вертольота щодо відповідної вісі. Для пояснення на *рис. 1.1.10* наведені графіки, що показують зміну кутової швидкості крену ω_x і тангажа ω_y за часом для деяких вертольотів. Як видно з *рис. 1.1.10*, величини кутових прискорень і сталих швидкостей обертання цих вертольотів відрізняються мало. Хоча маса і моменти інерції вертольота **Mi-6** в десятки разів більше, ніж у **Mi-1**, але у **Mi-6** відповідно більше і ефективність керування.

Для порівняльного оцінювання керованості різних вертольотів застосовуються не абсолютні, а відносні (по відношенню до моментів інерції)

характеристики:

- відносна ефективність управління $M^\delta = \frac{M_{упр}^\delta}{J}$;
- відносне демпфування $M^\omega = \frac{M_D^\omega}{J}$;

де J – момент інерції вертольота щодо відповідної вісі.

При ступінчастому відхиленні ручки керування: $\Delta x_k = \Delta x = 50$ мм.

Співвідношення між ефективністю керування і демпфуванням, що характеризує чутливість керування, відіграє велику роль в оцінюванні комплексу пілотажних характеристик вертольота.

Для прикладу на рис 1.1.11 показані граничні співвідношення між відносними ефективністю керування і демпфуванням, що вважаються хорошими і прийнятними. Запізнення в керуванні вимірюється часом $\tau_{зап}$ від початку відхилення ручки керування не почне обертатися вертоліт. Запізнення спостерігається в поздовжньому і поперечному керуванні вертольотів і визначається в основному тривалістю створення керуючих моментів від НГ.

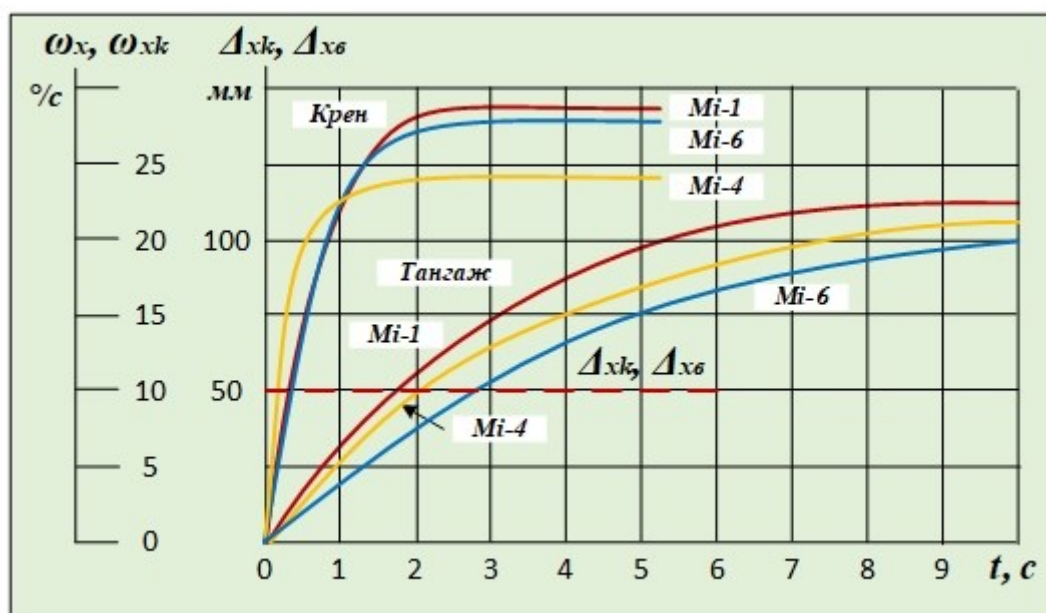


Рис. 1.1.10. Зміна кутової швидкості вертольота по тангажу (ω_z) і крену (ω_x).

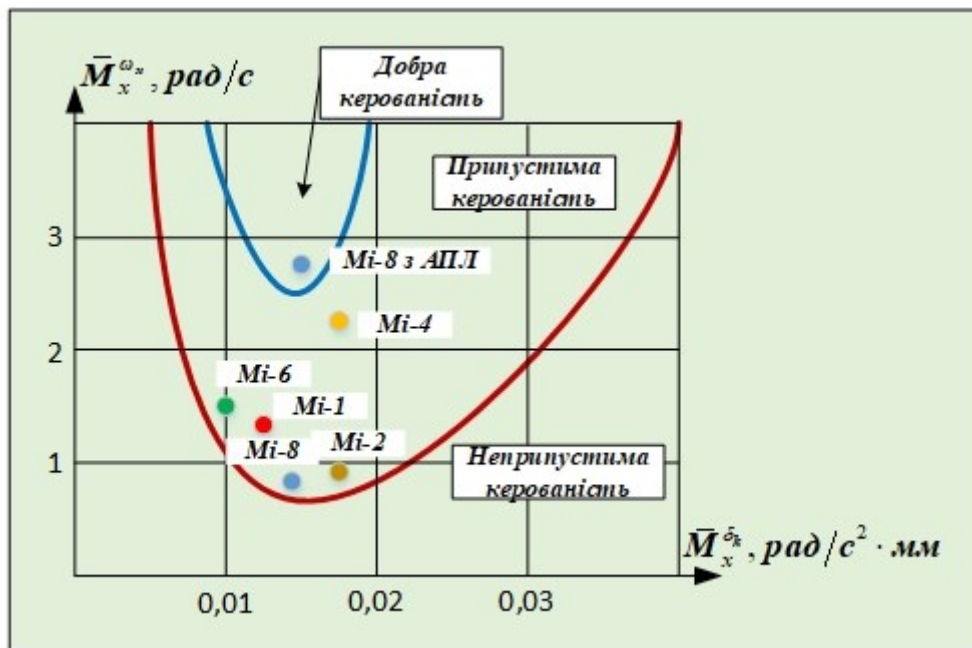


Рис. 1.1.11. Якісна оцінка пілотом співвідношення між відносними ефективністю керування і демпфуванням для різних вертольотів

У процесі пілотування пілот відчуває запізнення керування в тому, що вертоліт із запізненням *ходить* за ручкою керування. Для поліпшення керуваності (зменшення часу перехідного процесу) пілот використовує попереджувальні, але досить малі за величиною переміщення ручки керування, відхиляє її в потрібний бік на більшу величину, ніж потрібно для балансування на новому режимі, щоб отримати необхідну кутову швидкість обертання. Потім, ще до моменту нахилу вертольота на необхідний кут, ручка управління переміщається в нове балансувальне положення. Таке переміщення ручки управління називається подвійним.

ЛЕКЦІЯ 1.2. ПОНЯТТЯ ПРО ПОЗДОВЖНЮ І БІЧНУ СТІЙКОСТІ ТА КЕРОВАНІСТЬ ВЕРТОЛЬОТА

План лекції

1.2.1. Поздовжня стійкість і керованість вертольота.

1.2.2. Бічна стійкість і керованість вертольота.

1.2.1. Поздовжня стійкість і керованість вертольота

При зовнішньому впливі в поздовжньому русі вертольота спочатку можуть виникнути (*окремо або одночасно*) відхилення за кутом атаки або величиною швидкості польоту. У сталого вертольота ці відхилення після припинення збурень з бігом часу зникають, і вертоліт відновлює вихідний режим польоту, а саме швидкість, кут атаки, перевантаження тощо.

1.2.1.1. Статичні характеристики стійкості за кутом атаки

Під статичною стійкістю за кутом атаки розуміють початкову тенденцію вертольота при випадковій зміні кута атаки повернутися під дією аеродинамічних сил і їх моментів до вихідного його значення. Для цього необхідно, щоб при збільшенні кута атаки на величину $\Delta\alpha > 0$ (наприклад, при потраплянні вертольота у висхідний потік) виникав додатковий пікіруючий момент, який прагне зменшити кут атаки, і навпаки. Отже, якщо при виникненні кута атаки $\Delta\alpha > 0$ збільшення результуючого поздовжнього моменту негативне – $M_z < 0$, вертоліт має статичну стійкість за кутом атаки. Позитивна величина похідної $M_{\alpha z} > 0$ свідчить про нестійкість, а нульове значення $M_{\alpha z} = 0$ – про нейтральність за кутом атаки.

Результуючий поздовжній момент складається з моментів аеродинамічних сил *НГ*, фюзеляжу, крила і стабілізатора:

$$M_z = M_{z,T} + M_{z,\phi} + M_{z,кр} + M_{z,см}.$$

Для вивчення питання про статичну стійкість за кутом атаки вертольота в цілому, необхідно оцінити взаємну зміну поздовжніх моментів, що призводять до зміни результуючого моменту.

Несучий гвинт сприяє статичній нестійкості вертольота за кутом атаки у всьому діапазоні швидкостей польоту вперед.

При збільшенні кута атаки *НГ* результуюча сила $T_{НГ}$ відхиляється назад і дає приріст $\Delta M_{z,T} > 0$, спрямований на подальше збільшення кута атаки (рис. 1.2.1). Дестабілізуючий момент результуючої сили несучого гвинта пропорційний величині $T_{нз}$, кутку її відхилення $\Delta\delta$ і вертикальній центровці y_T :

$$\Delta M_{z,T} = T_{нз} \cdot y_T \cdot \Delta\delta$$

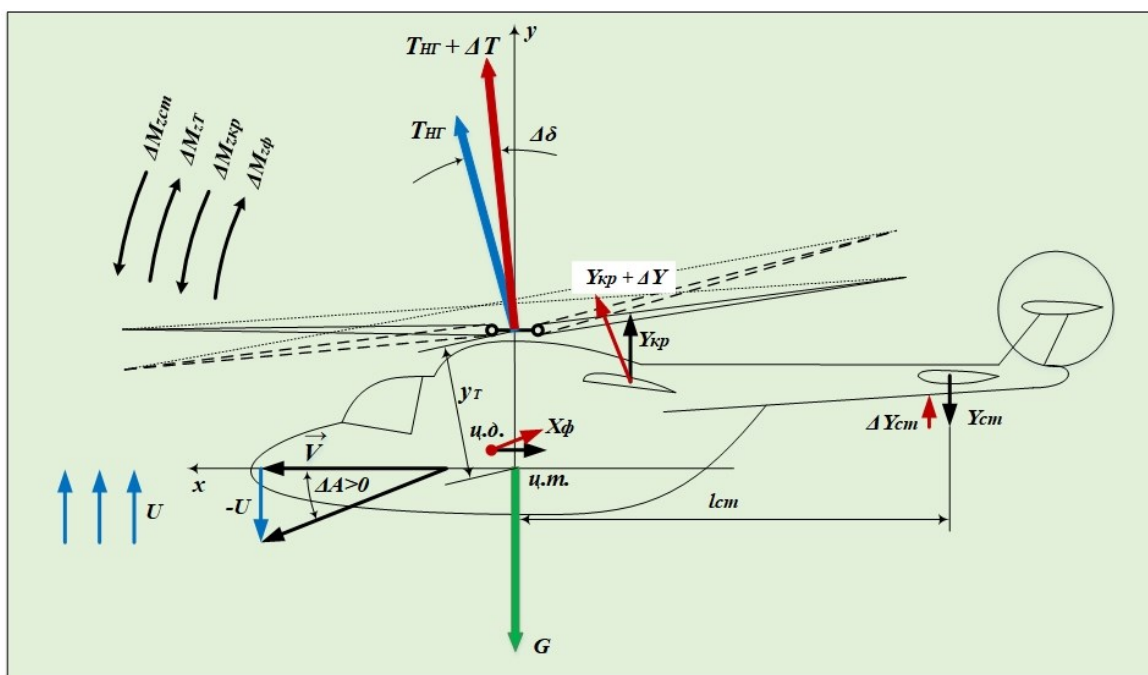


Рис. 1.2.1. Схема зміни поздовжнього моменту (моменту тангажа) при збільшенні кута атаки вертольота

Фюзеляж вертольота (без стабілізатора) також сприяє статичній нестійкості за кутом атаки в усьому діапазоні швидкостей польоту. Центр тиску (ц. т.) фюзеляжу вертольота зазвичай розташовується попереду центру мас (ц. м.) вертольота. Тому при збільшенні кута атаки буде з'являтися додатковий позитивний момент, що сприяє подальшому збільшенню кута атаки (рис. 1.2.2).

Стабілізатор сприяє підвищенню статичної стійкості вертольота за кутом атаки. При збільшенні кута атаки вертольота зростає і місцевий кут атаки стабілізатора, і навпаки.

У результаті відповідної зміни підйомної сили стабілізатора Y_{cm} створюється додатковий момент, спрямований на відновлення вихідного кута атаки,

тобто
$$\frac{\Delta M_{z,cm}}{\Delta \alpha_{cm}} < 0.$$

Крило на тих вертольотах, де воно встановлено позаду центру мас, теж (аналогічно стабілізатору) сприяє підвищенню статичної стійкості вертольота за кутом атаки. Випадкове збільшення кута атаки сприяє додатковому збільшенню підйомної сили крила Y_{cm} і створює відносно центра мас додатковий

підіруючий момент, тобто
$$\frac{\Delta M_{z,кр}}{\Delta \alpha_{кр}} < 0.$$

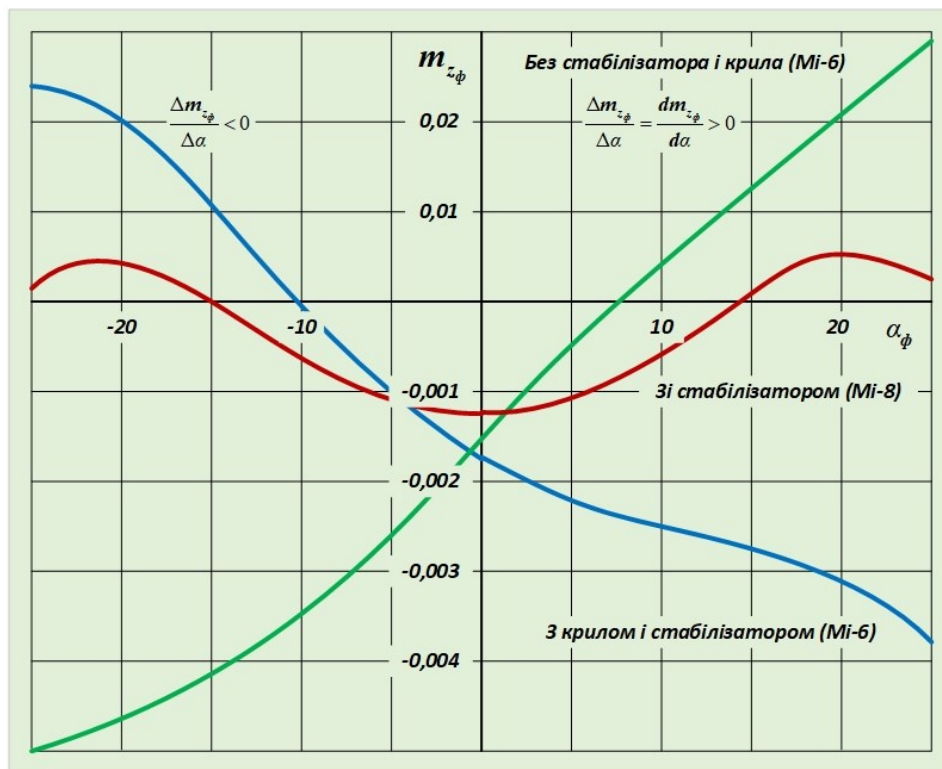


Рис. 1.2.2. Залежність коефіцієнта поздовжнього моменту фюзеляжу від кута атаки

При випадковому збільшенні (зменшенні) кута атаки зміна моментів від *НГ* і фюзеляжу сприятиме подальшому збільшенню (зменшенню) кута атаки, створюючи статичну нестійкість, а зміна моментів від стабілізатора і крила буде, навпаки, зменшувати (збільшувати) кут атаки, а саме сприятиме від-новленню кута атаки (рис. 1.2.3).

На тих швидкостях, де моменти від крила і стабілізатора будуть змінюватися на велику величину, ніж моменти від *НГ* і фюзеляжу, вертоліт стає статично стійким за кутом атаки.

Аналіз зміни величини M_z^a за рис. 1.2.3 дозволяє зробити наступні висновки:

- при передніх центровках вертоліт статично стійкий за кутом атаки в діапазоні швидкостей від **40 км/год** до максимальних, так як $M_z^a < 0$;
- при середніх і нейтральних центровках вертоліт статично нейтральний за кутом атаки в усьому діапазоні швидкостей, у тому числі й на вертикальних режимах, так як $M_z^a = 0$;
- при задніх і гранично задніх центровках вертоліт статично нестійкий за кутом атаки, так як $M_z^a > 0$.

Аналіз ступеня статичної стійкості вертольота при відомих значеннях центровок і швидкості польоту дозволяє визначити початкову тенденцію (реакцію) вертольота при випадковій зміні кута атаки. Як відомо, це сприяє зміні вихідного кута тангажа і кута нахилу траєкторії. За необхідності пілот (автопілот) втручається в керування, не допускаючи подальшого розвитку збу-

реного руху. Для цього він повинен відразу ж створити керуючий момент $M_{z, упр}$, що компенсує зміну поздовжнього моменту ΔM_z .

Пілот керує вертольотом не за кутом атаки, а за зміною кута тангажа, який він визначає і витримує, або візуально по горизонту, або за приладами (вказівником крену і тангажа). Тенденцію вертольота до кабрирування або пікірування пілот може парити зміною поздовжнього моменту від сили $T_{не}$ відповідним відхиленням ручки керування. При цьому потрібно мати на увазі, що імпульсне відхилення ручки керування теж сприймається вертольотом як вплив і може викликати, у свою чергу, збурений рух, подібно до збуреного руху при раптовій зміні кута атаки.

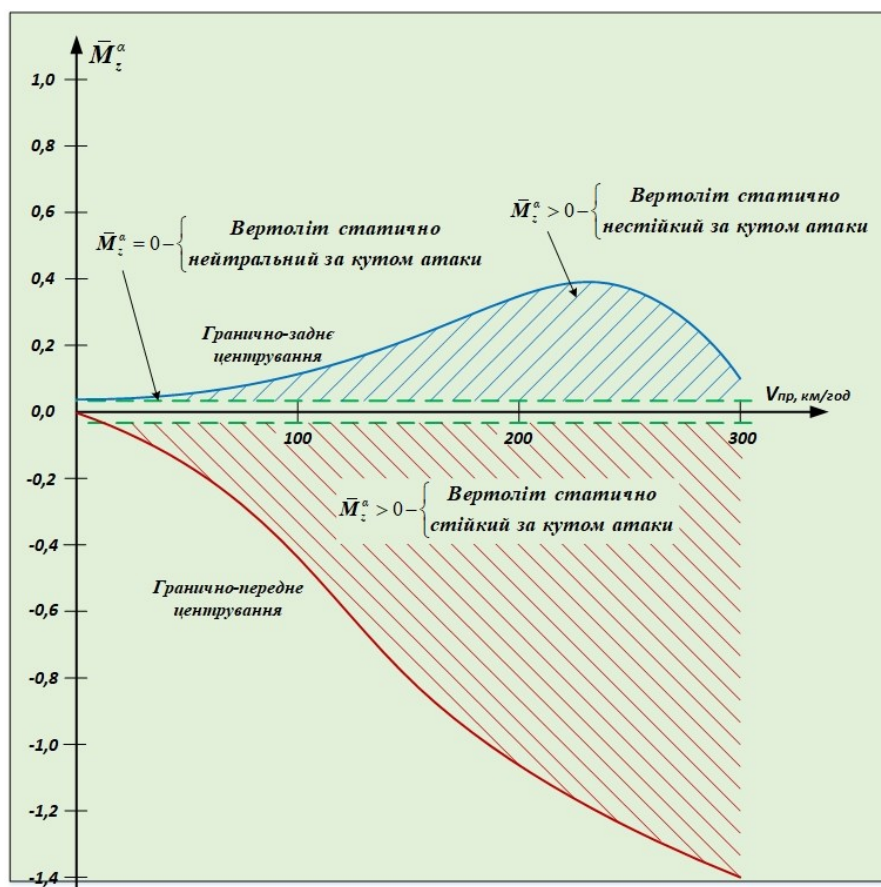


Рис. 1.2.3. Залежність показника статичної стійкості M_z^α за кутом атаки від швидкості польоту і центрування вертольота

1.2.1.2. Особливості керуваності вертольота за кутом атаки (тангажа)

Якщо вертоліт має достатню стійкість за кутом атаки ($M_z^\alpha < 0$), то він прагне сам витримувати заданий йому кут атаки і без втручання пілота парити збурення за кутом атаки від поривів вітру та інших причин. У результаті пілот може приділяти менше уваги контролюванню режиму польоту.

Характер переміщення ручки керування при переході з режиму на режим і при маневруванні, наприклад, для зменшення кута тангажа, такий, як показано на рис. 1.2.4, а). Необхідно спочатку плавно віддати ручку керування від себе, а

потім, як тільки вертоліт змінить кут тангажа до необхідного значення, припинити її подальше переміщення і встановити в нове балансувальне положення, відповідне даному режиму польоту. Якщо переміщати ручку керування дуже плавно, можна практично однозначним переміщенням ручки керування в одному напрямку повернути вертоліт на необхідну величину кута тангажа (*атаки*). Про такий вертоліт кажуть, що він «*ходить за ручкою*» керування.

Якщо вертоліт статично нейтральний за кутом атаки, при балансуванні і витримці усталеного польоту необхідні подвійні рухи ручкою керування навіть при невеликих змінах кута атаки, з тим щоб запобігти розвитку збуреного руху. Пілот змушений у цьому випадку безперервно конт-ролювати заданий режим польоту, оскільки вертоліт самостійно не прагне витримувати вихідний кут атаки і тангажа.

Характер переміщення ручки керування при маневруванні, наприклад, для зменшення кута тангажа, показаний на *рис. 1.2.4, б*). Необхідно спочатку віддати ручку керування від себе, а потім, як тільки вертоліт відхилиться на необхідну величину по тангажу, перемістити її на себе в початкове положення. При цьому рух має бути досить швидким (*майже імпульсним*) і невеликим за величиною ходу ручки. На такому вертольоті пілот змушений робити кілька повторних рухів ручкою керування, щоб забезпечити необхідне значення кута тангажа. Великі по ходу руху ручки керування ведуть, як правило, до «*проскакування*» необхідного кута і до поздовжнього розбалансування вертольота. Такий характер подвійних переміщень ручки керування притаманний керуванню всіма одnogвинтовими вертольотами на висінні і на малих швидкостях польоту (*при відключеному автопілоті*).

Якщо вертоліт статично нестійкий за кутом атаки, для витримування встановленого польоту, а саме при балансуванні, пілот змушений постійно виконувати подвійні рухи ручкою керування, причому характер подвійних рухів на такому вертольоті відрізняється від описаних вище. Ручка керування постійно відхиляється пілотом від свого вихідного збалансованого положення для парирования тих чи інших збурень.

Характер переміщення ручки керування при маневруванні на такому вертольоті показаний на *рис. 1.2.4, в*). Наприклад, для зменшення кута тангажа необхідно спочатку віддати ручку керування від себе, а потім, не чекаючи моменту, коли вертоліт відхилиться на необхідну кількість градусів, перемістити її на себе за вихідне збалансоване положення на велику величину. Як тільки вертоліт припинить обертання (*поворот*), ручку керування слід повернути в початкове положення, тепер уже в нове збалансоване положення, яке відповідає меншому значенню кута тангажа, з огляду на те, що важко розрахувати точну дачу ручки керування з урахуванням запізнювання, і вертоліт, крім того, може легко «*проскочити*» потрібне значення кута тангажа через статичну нестійкість за кутом атаки.

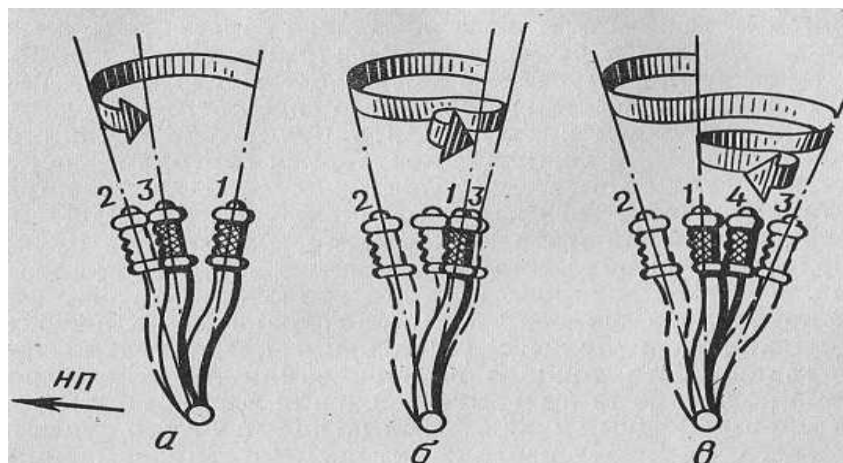


Рис. 1.2.4. Характер переміщення ручки (цифри показують черговість її переміщення) при управлінні вертольотом за кутом атаки (тангажа): **а)** вертоліт статично стійкий; **б)** нейтральний; **в)** нестійкий за кутом атаки

Описана досить складна техніка пілотування на статично нестійкому за кутом атаки вертольоті при балансуванні й маневруванні є специфічною особливістю вертольотів першого покоління на більшості режимів польоту. Однак, як показує практика експлуатації вертольотів, виконання польотів і при таких характеристиках стійкості можливо. Завдяки досить високому ступеню ефективності та чутливості керування вертольота по тангажу пілоти оцінюють поздовжню керованість цих вертольотів як прийнятну (без автопілотів або при відключеному автопілоті).

Радикальне вирішення проблеми поліпшення керованості на вертольотах стало можливим із розробленням і впровадженням спеціальних автопілотів і систем автоматичного керування.

1.2.1.3. Статичні характеристики стійкості за швидкістю польоту

Під статичною стійкістю за швидкістю польоту розуміється початкове прагнення вертольота під дією аеродинамічних сил і їх моментів повернутися до вихідної швидкості польоту при випадковій її зміні.

Наявність сили опору сприяє забезпеченню стійкості за швидкістю. Зі зростанням швидкості польоту сила лобового опору за інших рівних умов збільшується, що викликає гальмування, а зі зменшенням швидкості – зменшується, що викликає розгін під дією надлишкової рушійної (пропульсивної) сили.

Напрямок зміни кута атаки визначається знаком поздовжнього моменту, що з'являється при збільшенні або зменшенні швидкості польоту. Тому критерієм, що визначає ступінь статичної стійкості вертольота за швидкістю, вважається

$$\text{відношення } \frac{\partial M_z}{\partial V} = M_z^V.$$

Якщо при збільшенні швидкості ($\Delta V > 0$) результуючий момент змінюється на пікірування ($\Delta M_z < 0$), а саме з'являється тенденція до зменшення кута атаки,

то в результаті сумарна дія сил, спрямованих уздовж вісі Ox , призведе до подальшого збільшення швидкості, що свідчить про нестійкість вертольота за швидкістю, при цьому $M_z^V < 0$.

Для забезпечення статичної стійкості вертольота при збільшенні швидкості повинен з'являтися кабруючий момент, а саме має виконуватися умова $M_z^V > 0$. Якщо $M_z^V = 0$, вертоліт за швидкістю статично нейтральний.

Зміна результуючого поздовжнього моменту при зміні швидкості польоту залежить від зміни аеродинамічних моментів від: HG , фюзеляжу, стабілізатора і крила.

Несучий гвинт сприяє стійкості вертольота за швидкістю в усьому діапазоні швидкостей польоту. При збільшенні швидкості результуюча сила $T_{нг}$ відхиляється назад (кут природного завалу збільшується), створюючи позитивний приріст моменту, а саме $M_z^V > 0$. (рис. 1.2.5). Цей приріст спрямований на зменшення швидкості. При зменшенні швидкості кут природного завалу зменшується, створюючи зміну поздовжнього моменту на пікірування, що сприяє відновленню вихідного значення швидкості.

Фюзеляж не дає істотної зміни поздовжнього моменту при зміні швидкості польоту, але сприяє статичній стійкості за швидкістю внаслідок природної зміни сили лобового опору. Однак на великих швидкостях польоту, коли досить великі негативні кути тангажа вертольота, дестабілізуючий момент сили лобового опору фюзеляжу при збільшенні швидкості помітно зростає і сприяє нестійкості вертольота за швидкістю.

Стабілізатор сприяє стійкості вертольота за швидкістю з урахуванням того, що на моторних режимах польоту його підйомна сила спрямована вниз, а саме протилежно T_y . Тому при збільшенні швидкості польоту зростає кабруючий момент від стабілізатора, а при зменшенні – знижується, тобто $M_z^V > 0$.

Крило, розташоване позаду центру мас, знижує статичну стійкість вертольота за швидкістю, оскільки при збільшенні швидкості збільшується $Y_{кр}$ та її пікіруючий момент, тобто $M_{z_{кр}}^V > 0$ (рис. 1.2.5).

У цілому завдяки впливу HG і стабілізатора вертольоти статично стійкі за швидкістю майже в усьому діапазоні швидкостей польоту (рис. 1.2.6). Однак внаслідок впливу крила і деякої статичної нестійкості фюзеляжу на максимальних швидкостях польоту ступінь статичної стійкості вертольота за швидкістю знижується, особливо при гранично-задній центрівці. При такій і близькій до неї центрівці деякі вертольоти на максимальних швидкостях польоту можуть бути статично нестійкі за швидкістю.

Збільшення підйомної сили сприяє збільшенню кута θ , а саме викривленню траєкторії вгору, що в подальшому зумовлює відновлення вихідної швидкості. Характеристики стійкості за швидкістю, як статичні характеристики стійкості за кутом атаки, дуже впливають на керованість і пілотажні характеристики вертольота.

Особливості поздовжньої керованості за швидкістю польоту

Зміна швидкості викликає зміну кутів тангажа і нахилу траєкторії. Відповідно до цього для парирування збурення за швидкістю пілоту необхідно, в першу чергу, компенсувати зміну поздовжнього моменту створенням спрямованого назустріч йому керуючого моменту.

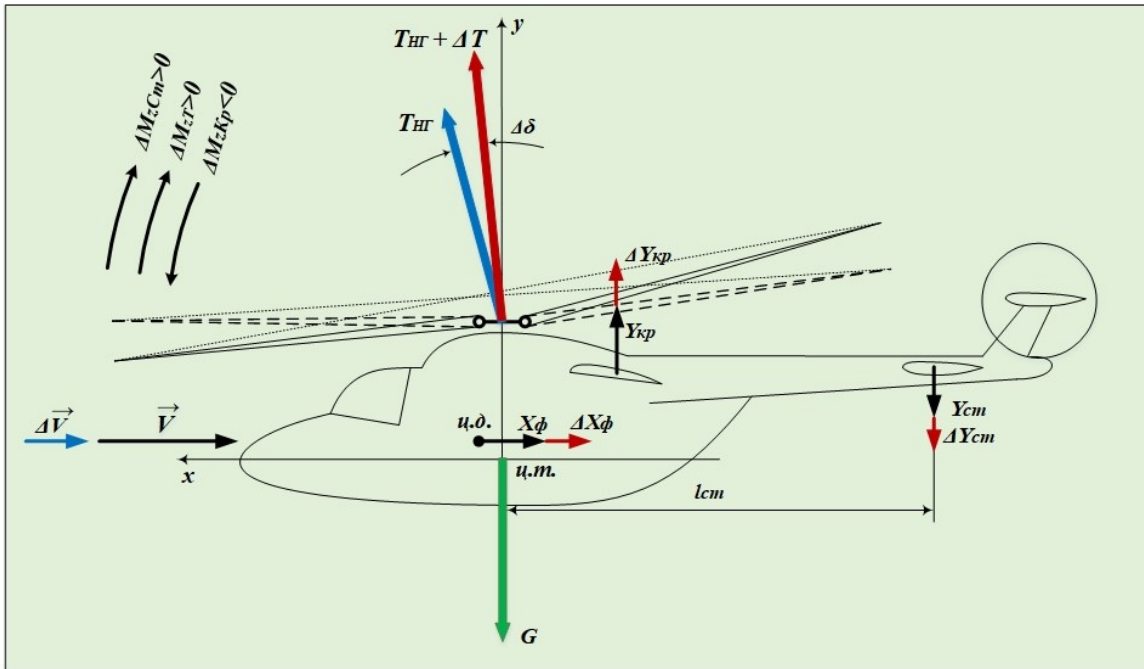


Рис. 1.2.5. Схема зміни поздовжнього моменту при збільшенні швидкості польоту вертольота

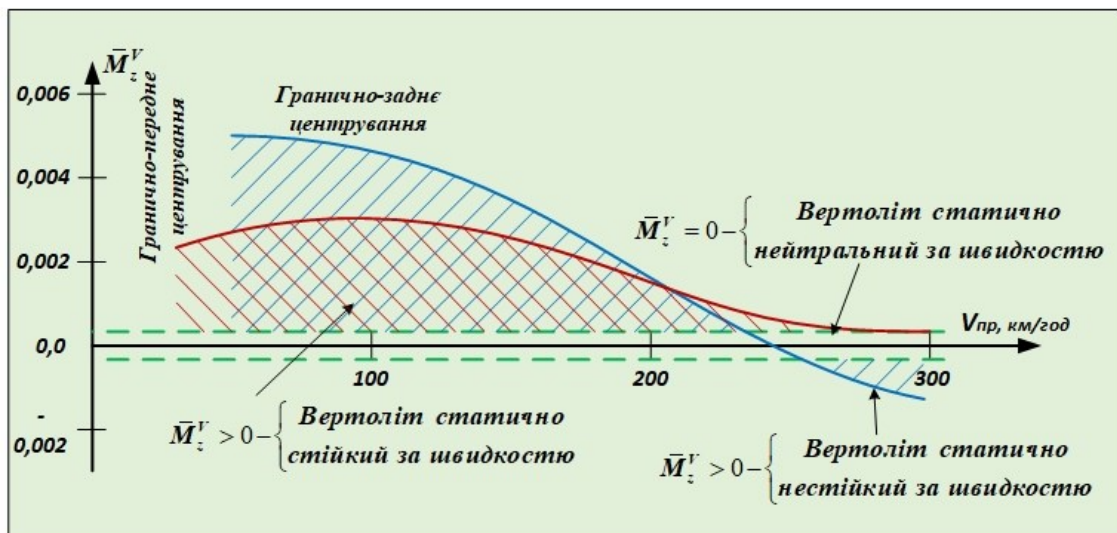


Рис. 1.2.6. Залежність показника статичної стійкості за швидкістю від швидкості польоту і центрування вертольота

Якщо вертоліт стійкий за швидкістю польоту, то для витримування

заданого режиму за швидкістю втручання з боку пілота або автопілота практично не потрібно. Для виконання горизонтального розгону на такому вертольоті після збільшення загального кроку **НГ** і в подальшому при постійному його значенні слід відхилити ручку керування вперед. У міру розгону пілот змушений відхиляти ручку керування все більше від себе для подолання зростаючих кабруючих моментів, із тим щоб витримати горизонтальність траєкторії. При цьому давлячі зусилля на ручці керування, якщо їх не тримувати, все більше зростають. Виконання горизонтального гальмування на статично стійкому вертольоті вимагає переміщення ручки керування на себе. У міру падіння швидкості пілот буде відчувати все більш зростаючі тягнучі зусилля на ручці керування.

Якщо вертоліт статично нестійкий за швидкістю польоту, на такому вертольоті (або на таких режимах) ускладнюється витримування режиму польоту за швидкістю. При випадковій зміні швидкості вертоліт буде сам прагнути змінити її ще більше. Наприклад, при випадковому збільшенні швидкості (через зустрічний порив вітру) у вертольота відразу ж з'являється пікіруючий момент, кут тангажа зменшується і вертоліт перейде на зниження з розгоном. Зі збільшенням швидкості зростає потрібне відхилення ручки керування на себе, яке необхідно для виведення вертольота з пікірування в горизонтальний політ. Спостерігається так зване «затягування» вертольота в пікірування. Тому при малих запасах поздовжнього відхилення ручки керування на себе, якщо пілот допустить надмірне збільшення швидкості, можливий невихід вертольота зі зниження. Особливо небажана така поведінка вертольота при зниженні на режимі самообертання **НГ**. У цьому випадку виключається збільшення загального кроку **НГ** для виведення вертольота в горизонтальний політ, тому що можлива втрата обертів **НГ**. Звідси очевидний висновок про необхідність більшого запасу поздовжнього керування на вертольотах, що не мають статичної стійкості за швидкістю польоту, порівняно з вертольотами статично стійкими.

При виконанні несталого руху, наприклад розгону, спочатку ручка керування віддається від себе, але як тільки почнеться розгін, її необхідно весь час переміщати на себе, щоб уникнути надмірного збільшення кута пікірування. При цьому в процесі горизонтального розгону поступово зменшується тиск і навіть з'являються тягнучі зусилля на ручці управління, якщо не знімати навантаження тримерами.

При виконанні горизонтального гальмування ручка керування спочатку береться на себе, а потім весь час віддається від себе в міру падіння швидкості. Тягнучі зусилля в міру падіння швидкості зменшуються і можуть з'явитися давлячі, якщо теж не тримувати ручку керування.

Такі дії ручкою керування незвичні для пілота і називаються зворотними (а саме, при розгоні ручка управління вимушено переміщається на себе, при гальмуванні – від себе). Тому політ на таких швидкостях і режимах дуже ускладнений для пілота. Він вимагає спеціального тренування і навичок, щоб правильно відхиляти ручку керування.

1.2.1.4. Стійкість поздовжнього руху вертольота

1. Розгляд статичних характеристик стійкості за кутом атаки, швидкістю польоту і демпфуючими властивостями дозволяє зробити короткий аналіз характеристик стійкості поздовжнього руху вертольотів («динамічної» стійкості). Для цього треба розглянути розвиток поздовжнього збуреного руху в часі.

Цей рух вертольотів (без автопілота) зазвичай являє коливальний процес, у якому можна виділити два види коливань:

– короткоперіодичні – з періодом коливань $0,5\text{--}3\text{ с}$;

– довгоперіодичні – з періодом коливань $10\text{--}50\text{ с}$.

Короткоперіодичні коливання пов'язані в основному з обертанням вертольота навколо центра мас під дією періодично змінюваних моментів аеродинамічних сил. Пілот виявляє цей рух за частою періодичною зміною кута тангажа.

Довгоперіодичні коливання пов'язані зі зміною траєкторії руху центру мас внаслідок зміни величини і напрямку швидкості польоту під дією періодично змінюваних при коливаннях аеродинамічних сил.

На висінні найбільш просто розглянути умови розвитку збуреного руху. Наприклад, при випадковому пориві попутного вітру ΔU порушується рівновага сил і моментів у поздовжній площині. Конус $НГ$ і, отже, сила T_{nz} відхиляються вперед, що викликає збільшення поздовжнього моменту на пікірування ($\Delta M_z < 0$), появу горизонтальної складової T_x і зменшення T_y .

Досить велике відхилення сили $T_{НГ}$ забезпечує вертольоту хорошу статичну стійкість за швидкістю, приводить до значної величини ΔM_z , що при слабкому демпфуванні викликає зростання кутової швидкості ω_z . Вертолїт починає опускати ніс $\omega_x < 0$, рухатися вперед під дією T_x і знижуватися, тому що тяга $НГ$ (T_y) стала менше сили тяжіння (положення 1 на рис. 1.2.7).

При такому русі внаслідок появи швидкості польоту вперед сила T_{nz} починає відхилятися назад, дає приріст моменту на кабрування і з'являється $\omega_x \geq 0$. Повернувшись до вихідного положення по тангажу (положення 2), вертолїт продовжує піднімати ніс. Після зменшення швидкості до нуля у нього виникає значний кут кабрування (положення 3), який викликає тепер рух вертольота назад зі зниженням. Збільшений кут тангажа призводить до того, що при проході нижньої точки вертолїт набуває велику швидкість, ніж та (порив вітру), яка вивела його з рівноваги. При виході вертольота знову у верхню точку (положення 4) кут пікірування виявляється більшим за величиною, ніж кут кабрування в положенні 3, і далі картина повторюється. Рух вертольота стає коливальним із відповідною амплітудою. Вертолїт йде від початкового положення рівноваги, а саме є нестійким на висінні літальним апаратом.

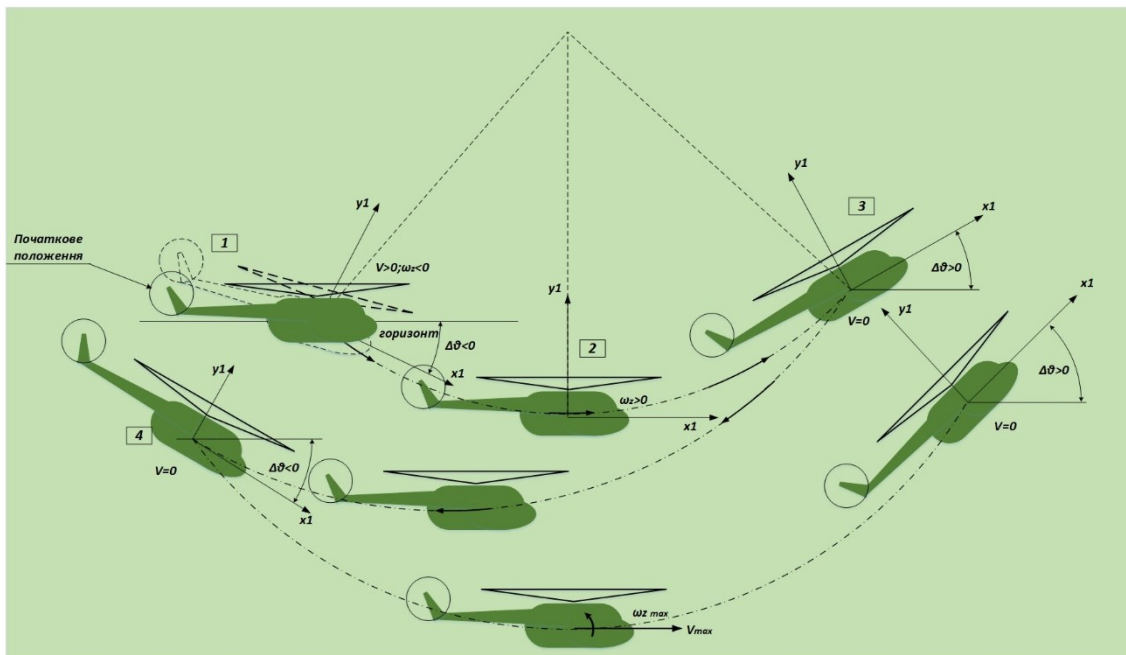


Рис. 1.2.7. Схема розвитку поздовжніх коливань вертольота на висінні

Однак період поздовжніх коливань вертольота на висінні досить великий (12–16 с), а час подвоєння амплітуди – 3,5–4 с, тому пілот встигає відхиленням важелів керування погасити виниклий рух, не допускаючи його розвитку.

При польоті вперед, крім розглянутих чинників, на стійкість руху істотно впливають статичні характеристики стійкості за кутом атаки. Раніше біло розглянуто, що на великих швидкостях польоту, в основному завдяки зростанню ефективності стабілізатора, вертолiт за кутом атаки стає стійким (або слабонестійким при задніх центровках). Крім того, зі збільшенням швидкості польоту дещо підвищуються демпфуючі властивості вертольота і знижується статична стійкість за швидкістю. У результаті цього в міру збільшення швидкості польоту нестійкість поздовжнього руху вертольота зменшується. Час подвоєння амплітуди коливань зростає в кілька разів порівняно з режимом висіння, і поздовжній рух вертольота на великих швидкостях польоту зазвичай виявляється слабонестійким.

Повне затухання збуреного руху і самостійне повернення до вихідного режиму польоту за всіма характеристиками – явище поки практично недосліджене для вертольотів (без автопілота).

Однак ступінь стійкості при збуреннях за різними параметрами, які характеризують режим польоту, може бути різною. Найбільш важливими показниками режиму польоту є швидкість і перевантаження. Тому для пілота дуже важливі характеристики стійкості руху за швидкістю і перевантаженням.

2. Вертолiт вважається стійким за швидкістю, якщо без втручання пілота зберігає швидкість вихідного режиму польоту. В тих умовах польоту, в яких вертолiт статично нестійкий за швидкістю, він не володіє і динамічною стійкістю. Однак наявність статичної стійкості за швидкістю дає підстави очікувати, що вертолiт у більшості випадків може відновлювати вихідну

швидкість польоту після припинення збурень, а саме має стійкість руху за швидкістю.

3. Вертоліт вважається стійким за перевантаженням, якщо без втручання пілота зберігає вихідне його значення (*повертається до нього*).

Величина нормального перевантаження змінюється як при зміні швидкості польоту, так і при зміні кута атаки. Якщо вертоліт повертається до початкового значення швидкості, але при іншому значенні кута атаки, перевантаження і, отже, режим польоту буде іншим. Тому поняття «*стійкість за перевантаженням*» є більш повною характеристикою поздовжнього руху вертольота, ніж поняття «*стійкість за швидкістю*». Воно дозволяє аналізувати реакцію вертольота при зовнішньому впливі, що виражається в одночасній зміні і кута атаки, і швидкості польоту. Стійкість вертольота з перевантаженням має особливе значення для маневрених вертольотів, здатних виконувати складний і навіть вищий пілотаж. Ця характеристика проявляється не тільки на сталих режимах польоту, але і при маневруванні. Для пілота це дуже важливо.

4. Нестійкий за перевантаженням вертоліт при введенні в маневр зі збільшенням перевантаження рухається в напрямку ще більшого її збільшення, що створює явище «*підхоплення*» і небезпеку перевищення встановлених обмежень.

У зв'язку зі статичною нестійкістю за кутом атаки більшість вертольотів (*Mi-2, Mi-8, Mi-12 та інші*) є більшою чи меншою мірою нестійкими за перевантаженням. Тому, щоб уникнути різкої появи «*підхоплення*», у таких вертольотів установлюються жорсткі обмеження за креном і темпом узяття ручки на великих швидкостях польоту.

5. Якщо вертоліт стійкий за перевантаженням, пілот пілотує його на маневрі майже однозначним (*одного напрямку*) переміщенням ручки керування. Це добре сприймається пілотом: треба збільшити перевантаження – взяв ручку керування на себе, «*дійшло*» перевантаження до заданого значення за вказівником перевантажень – зупинив ручку в цьому положенні, і перевантаження зберігається заданим. Аналогічна картина спостерігається і при зменшенні перевантаження. Крім того, контроль заданого перевантаження в цьому випадку здійснюється за зусиллями на ручці керування. Це значно розвантажує увагу пілота при маневруванні.

6. При нейтральній стійкості за перевантаженням теж досить просто пілотувати вертоліт, але потрібно більше уваги приділяти контролю величини заданого перевантаження. На такому вертольоті при збільшенні, наприклад, перевантаження ручка керування переміщається на себе, але при «*підході*» перевантаження до заданого значення ручку керування необхідно відразу ж повертати в початкове положення. Тут важче дозувати перевантаження за величиною ходу ручки і за зусиллями на ній, тому що одному і тому ж балансувальному положенню ручки може відповідати різне перевантаження. Тому при маневруванні пілот змушений виконувати серію подвійних рухів і постійно контролювати величину перевантаження за вказівником, щоб не допустити її перевищення більше допустимого значення. Якщо на вертольоті не встановлено показчик нормальних перевантажень, дотримуватися допустимих

експлуатаційних обмеження на такому вертольоті досить складно. Зазвичай, вводяться різні інші обмеження (за креном, за темпом взяття ручки управління на себе, за величиною ходу ручки тощо).

Техніка пілотування при маневруванні на вертольоті, нестійкому за нормальним перевантаженням, ще більш ускладнюється. В цьому випадку пілот повинен для збільшення перевантаження взяти ручку керування на себе, а потім при «*підході*» перевантаження до заданого значення віддати ручку від себе за вихідне положення, та ще й на більшу величину, ніж вона бралася на себе. Якщо цього не зробити, вертоліт буде збільшувати перевантаження понад необхідну величину. Пілотувати нестійкий за перевантаженням вертоліт на граничних режимах дуже складно. Практично, незважаючи на прагнення пілота зберегти задане значення перевантаження і запобігти її випадкове перевищення, завжди можливий вихід за експлуатаційні обмеження.

1.2.2. Бічна стійкість і керованість вертольота

1.2.2.1. Бічна стійкість вертольота

Зміна кута ковзання вертольота призводить до одночасної зміни як моментів «*рискання*» M_y , так і моментів крену M_x . Останнє обумовлює зміну крену. І навпаки, рух вертольота по крену викликає рух «*рискання*». Взаємозв'язок цих рухів у міру збільшення швидкості польоту безперервно зростає. Тому ці два види руху не можна розглядати окремо, про них говорять як про одне – бічний рух вертольота («*бічний*» тому, що *неодхінною умовою такого руху є поява або зміна кута ковзання*).

Характеристики стійкості цього руху називаються характеристиками бічної стійкості вертольота. Їх можна отримати, розглянувши збурений рух вертольота по крену і рисканню.

Вертоліт має бічну стійкість, якщо без втручання пілота здатний зберігати (*відновлювати*) вихідні кути крену і ковзання, а саме рівновагу бічних сил, моментів крену і рискання.

Зазвичай зміна рівноваги (*бічний порив вітру, рух ручки тощо*) спочатку викликає відхилення будь-якої однієї з характеристик бічного руху – кута ковзання або кута крену. Це відхилення потім призводить до розвитку бічного збуреного руху за всіма його параметрами. При цьому, як і в поздовжньому русі, на стійкість бічного руху великий вплив робить первісна реакція вертольота на збурення, а саме на статичні характеристики його бічної стійкості.

Таким чином, важливо визначити, як змінюється результуючий (*сумарний*) момент рискання при відхиленні за кутом ковзання і моментом крену при відхиленні за креном.

1.2.2.2. Статичні характеристики стійкості за кутом ковзання (шляхова стійкість)

Під статичною шляховою (флюгерною) стійкістю розуміється початкова тенденція вертольота відновити вихідний кут ковзання в момент випадкової його зміни.

Фізично, для статично стійкого в шляховому відношенні вертольота це означає, що при випадковій появі ковзання виникає додатковий момент рискання, розвертає вертолiт на усунення цього ковзання, іншими словами, зміна результуючого моменту рискання M_y має сприяти усуненню випадково виниклого ковзання.

Отже, по відношенню збільшення моменту рискання ΔM_y до зміни кута, ковзання $\Delta \beta$ (в межі – похідна $\frac{\partial M_y}{\partial \beta} = M_y^\beta$) можна судити про статичну стійкість вертольота за кутом ковзання.

Лiве ковзання вважається *негативним*, а результуючий шляховий момент (момент рискання), розвертає вертолiт лiворуч, – позитивним. Тому для статично стійкого в шляховому відношенні вертольота критерій статичної стійкості повинен бути негативним - $M_y^\beta < 0$. При $M_y^\beta = 0$ вертолiт нейтральний, а при $M_y^\beta \geq 0$ – нестійкий за кутом ковзання.

Зміна результуючого моменту рискання залежить від того, як змінюються аеродинамічні шляхові моменти від фюзеляжу, кiля (кiльової балки) і рульового гвинта.

На висiннi, в штиль, вертолiт за кутом рискання є статично нейтральним, тому що після випадкової зміни кута рискання (курсу) шляхові моменти від згаданих частин вертольота не змінюються і вертолiт залишається у вихідному положенні.

При поривах вiтру лiворуч тяга $РГ$ зменшується і зменшується її шляховий момент. Під дією реактивного моменту $НГ$ вертолiт прагне розвернутися на вiтер, зменшуючи кут ковзання, а саме є статично стійким за кутом ковзання (в шляховому відношенні).

Наявність кiля, на якому створюється бiчна сила Z_k , підвищує ступiнь статичної шляхової стійкості.

При пориві вiтру малої швидкості праворуч тяга $РГ$ може дещо зрости. Разом із дією бiчної сили кiля це забезпечує певний рiвень статичної шляхової стійкості.

Однак при великих швидкостях вiтру праворуч (як правило, перевищують допустимі обмеження) відбувається падіння тяги $РГ$ внаслідок розвитку зривної зони на його лопатях. Вертолiт стає нестійким і розвертається хвостом на вiтер (рис. 1.2.8).

При польоті вперед всі вертольоти мають статичну шляхову стійкість, тому що цьому сприяють рульовий гвинт і кiль, у яких $M_z^\beta < 0$ (рис. 1.2.8).

Ступiнь шляхової статичної стійкості вертольота значно змінюється залежності від швидкості польоту і кута атаки фюзеляжу.

Для всіх вертольотів, особливо при наявності кіля, характерно, що шляхова статична стійкість збільшується зі зростанням швидкості польоту і від'ємного кута атаки фюзеляжу (рис. 1.2.8). При позитивному куті атаки фюзеляжу відбувається затінення кіля і зменшення його ефективності. В результаті можливе різке зменшення шляхової статичної стійкості, що є однією з причин появи бічних коливань вертольота.

Статична шляхова нестійкість вертольота вкрай небажана, тому що при випадковій появі ковзання вертоліт буде прагнути ще більше збільшити її. При цьому погіршується шляхова керованість, ускладнюється техніка пілотування. Тому для сучасних вертольотів характерно збільшення площі кіля, щоб якомога більше збільшити ступінь статичної шляхової стійкості на всіх режимах польоту.

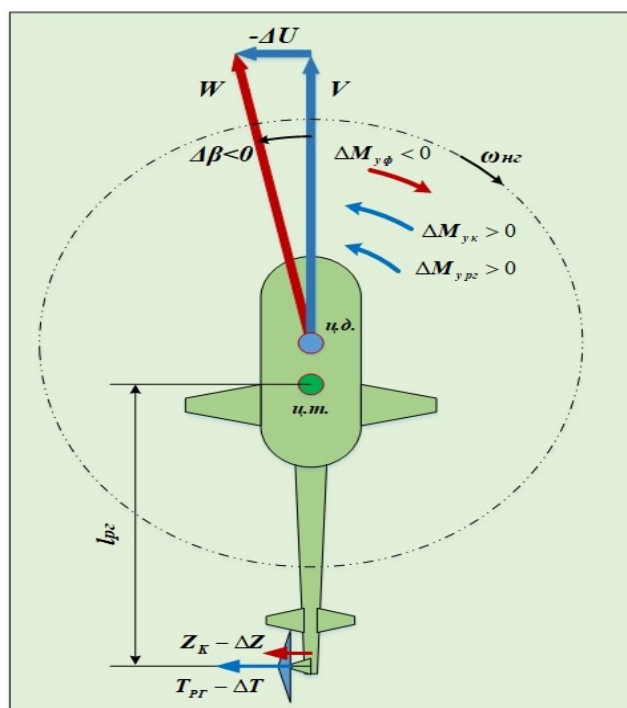


Рис. 1.2.8. Схема зміни шляхового моменту

1.2.2.3. Статичні характеристики стійкості за кутом крену (поперечної стійкості)

Під статичною поперечною стійкістю розуміється прагнення вертольота відновити вихідний кут крену після випадкової його зміни. Однак вертоліт безпосередньо на крен не реагує. Зміна нахилу веде до зміни рівноваги бічних сил і появи ковзання. Ковзання ж призводить до зміни не тільки шляхових, а й поперечних моментів.

Майже всі елементи конструкції вертольота, особливо несучий гвинт і крило, сприяють статичній поперечній стійкості вертольота (рис. 1.2.9). Тому для всіх одногвинтових вертольотів характерна досить висока ступінь поперечної стійкості. Вона збільшується при збільшенні швидкості польоту і кута атаки вертольота.

Надмірно висока статична поперечна стійкість вертольота може виявитися

зайвою при недостатній шляховій стійкості. В цьому випадку відхилення за креном усувається швидше, ніж розвинене ковзання, і вертоліт при тому ж ковзанні переходить у крен протилежного напрямку.

При великому значенні відношення $\frac{M_x^\beta}{M_y^\beta} = \chi$ на деяких режимах польоту

можливе виникнення високочастотних поперечних коливань вертольота, парировати які пілот не в змозі. Тому іноді свідомо понижають ступінь статичної поперечної стійкості, з тим щоб величина поперечних коливань вертольота перебувала в межах $0,1-1,0$, що виключає небажані явища (наприклад, роблять від'ємно поперечну «V-образність» крила).

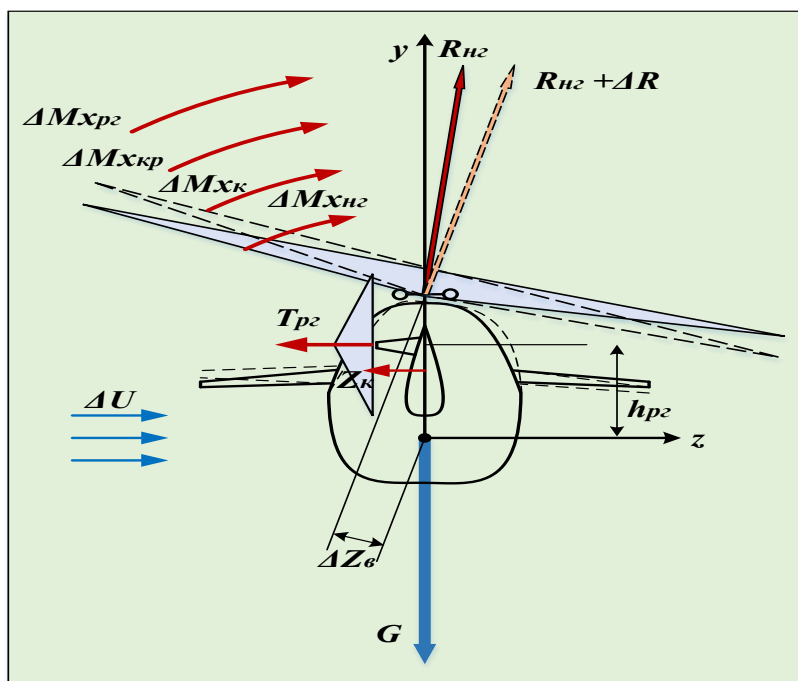


Рис. 1.2.9. Схема зміни поперечного моменту (моменту крену) при появі ковзання ліворуч

1.2.2.4. Стійкість бічного руху

Поведінка вертольота в процесі бічного збуреного руху визначається в кінцевому рахунку величиною і співвідношенням ступенів його статичних поперечної і шляхової стійкості, інерційними характеристиками і властивостями демпфування.

1. На висінні і малих швидкостях польоту (до $V = 30-40$ км/год) бічний рух усіх одногвинтових вертольотів коливально нестійкий внаслідок того, що на цих режимах взаємозв'язок рухів крену і рискання ще невеликий, а рух по крену (аналогічно руху по тангажу на висінні) нестійкий.

Але період коливань по крену становить $8-10$ с, а час подвоєння амплітуди також досить великий – $4-8$ с. Це дозволяє пілоту своєчасно втрутитися в керування і погасити випадково виниклі коливання і такі, що розвиваються.

2. На великих швидкостях польоту, аж до максимальних, усі вертольоти,

як правило, володіють стійкістю бічного збуреного коливального руху. Це пояснюється наявністю статичної стійкості в шляховому і поперечному відношеннях, а також збільшенням демпфування з боку рульового гвинта, кіля та інших елементів конструкції. Виникаючі коливання за креном і кутом рискання з періодом 3–7 с мають затухаючий характер.

Однак на тих режимах, на яких значення поперечних коливань стає надмірно високим, вертоліт енергичніше реагує по крену на виникнення ковзання і можлива поява коливальної нестійкості в бічному русі. Це ускладнює техніку пілотування пілота і роботу автопілота, а також ускладнює виконання таких завдань, як прицілювання і ведення стрільби та в інших випадках.

1.2.2.5. Особливості бічної керованості вертольота

1. У шляховому і поперечному коливаннях пілот пілотує вертоліт, орієнтуючись на положення скління кабіни відносно земних орієнтирів і лінії горизонту, а також за вказівником курсового кута і авіагоризонту. Ці прилади дозволяють пілотові визначати кути рискання і крену. При цьому він контролює наявність ковзання за покажчиком повороту і ковзання, або за авіагоризонтом, або за вказівником крену і тангажа. Ці прилади показують наявність або відсутність ковзання. Зсув кульки прибору від центру ліворуч відповідає лівому ковзанню, зміщення праворуч – правому. Але величину кута ковзання пілот може оцінити дуже наближено, і то тільки у візуальному польоті.

У разі якщо ковзання значне і сам вертоліт гасить його повільно, пілот може усунути ковзання відхиленням ножної педалі. Педаль відхиляється в бік виникнення ковзання (*в бік відхилення кульки*). При правому ковзанні відхиляється вперед права педаль – ковзання усувається, кулька повертається в центр, як кажуть, «*біжить*» від педалі. При появі крену вертоліт також сам усуває його. Пілот може допомогти більш швидкому відновленню крену.

При маневруванні, якщо пілот працює важелями керування некоординовано, при переміщенні ручки в поперечному напрямку з'являється крен і розвивається ковзання в бік крену. На статично стійкому в поперечному відношенні вертольоті ковзання викликає появу кренячого моменту, спрямованого у бік, протилежний керуючому, і вертоліт, реагуючи на ковзання, прагне вийти з крену.

2. Якщо вертоліт нейтральний у шляховому відношенні на даному режимі, при випадковому виникненні ковзання момент рискання, що діє на вертоліт, не змінюватиметься. Отже, вертоліт не змінить кут рискання (*курс польоту*), а ковзання не буде усуватися шляховим моментом.

3. Якщо вертоліт статично нейтральний у поперечному відношенні, при появі крену і пов'язаного з ним ковзання він не буде виправляти крен і при дотриманні заданого режиму пілоту необхідно втручатися в керування, щоб усунути виникаюче ковзання. Переміщення ручки керування в поперечному напрямку подвійні подібно вищеописаним для статично нейтрального вертольота за кутом атаки. Тому, зокрема, на висінні і на вертикальних режимах, коли вертоліт майже нейтральний за кутом атаки в разі ковзання, дії ручкою керування в поздовжньому і

поперечному напрямках аналогічні.

Якщо вертоліт статично нестійкий у поперечному відношенні, то при появі крену він сам прагне кренитися в сторону крену, а розвиваюче ковзання буде тільки сприяти цьому. Техніка пілотування ручкою керування в поперечному каналі аналогічна вищевикладеній для статично нестійкого вертольота за кутом атаки.

Характерним прикладом ускладнення техніки пілотування в поперечному напрямку може служити політ в умовах значного зриву потоку з лопатей в азимутах $260-300^\circ$ при перевищенні максимально допустимих швидкостей. При випадковому крені праворуч збільшується зона зриву потоку з лопатей і, отже, кренящий праворуч момент. Замість звичайного вирівнювання по крену при розвитку ковзання вертоліт продовжує кренитися праворуч. Якщо пілот, прагнучи звичною дією париувати розвиток крену, відхилить ручку ліворуч, то збільшаться кути установки в районі зривної зони, що призведе до її до-даткового збільшення, і замість необхідного збільшення підйомної сили в цьому секторі вона падає, а разом із цим збільшується момент, вертоліт крениться праворуч. Подальше переміщення ручки керування ліворуч до упору лише погіршує становище, і вертоліт може так і не вийти з правого крену, а увійде в спіралевидний рух.

1.2.2.6. Особливості бічної керованості при польоті з ковзанням

При польоті з ковзанням збільшується (порівняно з польотом без ковзання) шкідливий опір вертольота X_ϕ , з'являється бічна сила фюзеляжу Z_ϕ і змінюється бічна сила кіля Z_K . Для $НГ$ суттєвої різниці в режимі обтікання немає, але умови роботи $РГ$ значно змінюються, тому що змінюється його кут атаки, тому виконання польоту з ковзанням за інших рівних умов завжди вимагає додаткових витрат потужності CV .

У льотній практиці найчастіше застосовується короткочасне нестале ковзання при маневруванні.

При створенні сталого ковзання в той чи інший бік зі збереженням швидкості польоту за приладом, що дорівнює вихідній, необхідно додатково збільшити загальний крок $НГ$. При цьому порушується не тільки шляхова і поперечна, а й поздовжня рівновага. Це особливо помітно на швидкостях, близьких до максимальної, і при кутах ковзання більше 10° .

Якщо на малих і середніх швидкостях польоту аеродинамічним впливом бічного руху на поздовжнє для всіх вертольотів можна знехтувати, то на максимальних швидкостях для деяких вертольотів це може привести до помилкових висновків. На максимальних швидкостях при створенні ковзання з кутами понад 10° відбувається зміщення зон зриву і зворотного обтікання на $НГ$, що призводить до зміни поздовжнього моменту від $НГ$. Істотною є в цьому випадку роль стабілізатора. Якщо стабілізатор знаходиться в зоні впливу індуктивного потоку $НГ$, то при таких кутах ковзання цей вплив змінюється. У результаті при створенні ковзання порушується поздовжня рівновага.

При виконанні усталеного польоту з ковзанням необхідне одночасне

відхилення ручки керування і ножних педалей.

Для статично стійкого вертольота в поперечному і шляховому відношеннях характерно наступне: чим більше кут ковзання, тим більше потрібно відхиляти ручку керування в бік ковзання (*наприклад, при ковзанні ліворуч і ручку – ліворуч*). При спробі створити ковзання одними педалями з'являється низхідна спіраль, тому що в цьому випадку на розвиваюче ковзання вертоліт реагує зворотним креном. Перевантаження залишається майже незмінним, вертоліт розвертається в бік крену із втратою висоти. При спробі створити ковзання однією ручкою керування, а саме креном вертольота, вертоліт також входить у низхідну спіраль, якщо не збільшувати нормальне перевантаження, тому що на появу ковзання вертоліт буде реагувати ризиканням (*змінюю курсу*) в бік крену.

ЛЕКЦІЯ 1.3. БАЛАНСУВАННЯ ВЕРТОЛЬОТА І ЗАСТОСУВАННЯ АВТОМАТИЧНИХ ПРИСТРОЇВ У СИСТЕМАХ УПРАВЛІННЯ ВЕРТОЛЬОТА

План лекції

1.3.1. Особливості балансування вертольота.

1.3.2. Застосування автоматичних пристроїв у системах керування вертольотом.

1.3.1. Особливості балансування вертольота

При маневруванні вертольота пілот зазвичай безперервно переміщує важелі керування, домагаючись необхідної величини і напрямків аеродинамічних сил, щоб забезпечити необхідну зміну руху вертольота. У сталому польоті пілот прагне витримати прямолінійний і рівномірний політ вертольота, для чого зберігає незмінним відповідне положення важелів керування, незначно і короткочасно відхиляючи їх лише для парирования виникаючих збурень.

1. Сталому режиму польоту відповідають положення важелів, органів керування і величини кутів просторового положення вертольота.

Для збільшення швидкості польоту необхідне зростання тяги $НГ$. Знаючи зв'язок між величиною загального кроку і тягою, що створюється $НГ$, можна визначити значення загального кута установки $НГ$ (ϕ_{0m}) на даній швидкості і його зміни залежно від швидкості польоту.

Балансувальні відхилення важелів керування вертольотом змінюються при зміні швидкості, висоти польоту, польотної маси вертольота, варіантів підвісок тощо, оскільки від цих чинників залежать величини аеродинамічних сил і їх моментів.

Істотно впливає на балансування і центровка вертольота. При зміні поздовжнього центрування змінюється плече сили $НГ$ ($T_{НГ}$) і її поздовжній момент. Тому, щоб забезпечити рівновагу моментів, при зміні центрування необхідно відновити величину плеча сили $НГ$ ($T_{НГ}$) зміною балансування положення ручки керування. Це призведе до порушення рівноваги щодо інших вісей і до відповідної зміни балансувальних положень інших важелів керування вертольотом.

Залежність балансувальних положень важелів (*органів*) керування вертольотом від швидкості польоту називається балансувальними кривими. Ці залежності будуються для кожного встановленого режиму польоту і різних значень основних експлуатаційних чинників. Вони повністю характеризують умови рівноваги вертольота за відхиленнями важелів поздовжнього, поперечного і шляхового керування, загального кроку і самого вертольота в просторі. Балансувальні криві дозволяють визначити запаси керування, кути тангажа, крену і ковзання вертольота на різних режимах польоту, а також характеристики стійкості і керованості. Балансувальні криві отримують розрахунковим шляхом, але потім обов'язково коригують їх за результатами льотних випробувань.

Балансувальні криві зазвичай об'єднують у вигляді графіків (*diagram*)

поздовжнього і бічного балансування відповідно до розподілу видів руху вертольота і керування.

На *рис. 1.3.1* показані способи балансування і правило знаків моментів.

Характер протікання балансувальних кривих за швидкістю в експлуатаційному діапазоні швидкостей польоту для всіх одногвинтових вертольотів практично однаковий.

На *рис. 1.3.2* показаний характерний вид кривих поздовжнього, а на *рис 1.3.3–1.3.4* – бічного балансування.

2. Поздовжнє балансування вертольота характерне на більшій частині діапазону швидкостей польоту залежно від балансування положення ручки керування (x_θ) за швидкістю польоту. Для витримування більшої швидкості потрібно більше переднє положення ручки керування. Фізично це пояснюється збільшенням кута природного завалу конуса (α_1) в міру збільшення швидкості польоту. Збільшення кута природного завалу конуса (α_1) доводиться долати збільшенням керованого завалу від автомата перекосу, відхиляючи його кільце (δ_θ) ручкою керування вперед. Це свідчить про статичну стійкість вертольота за швидкістю ($M_z^V > 0$).

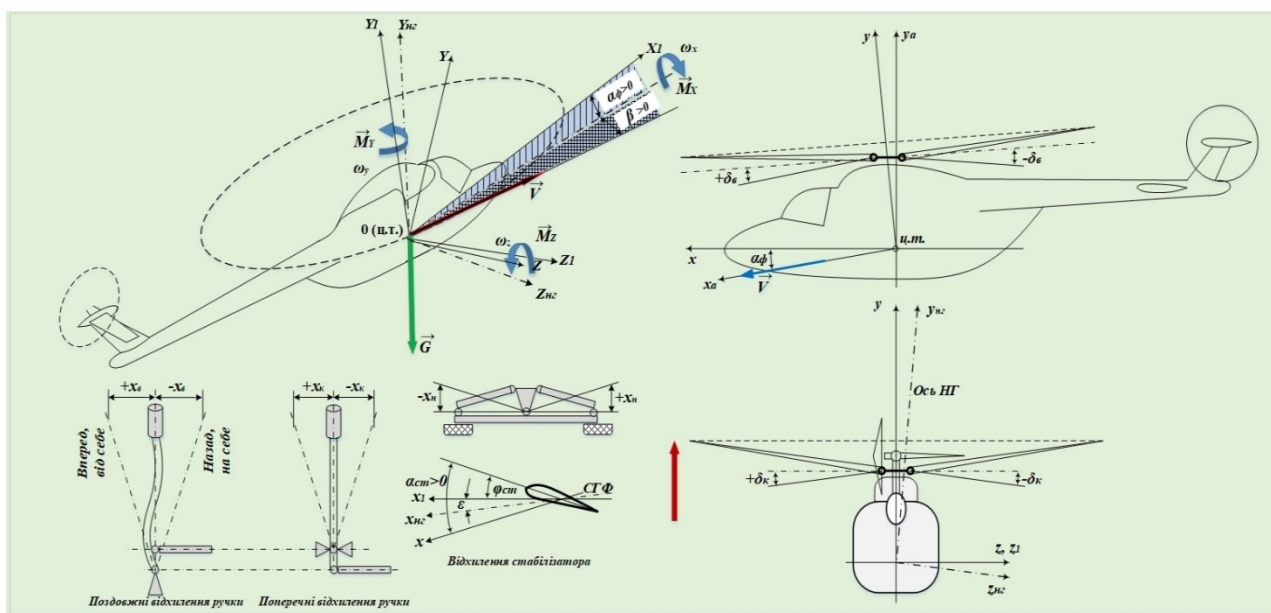


Рис. 1.3.1. Схеми сил та знаків, що діють на вертоліт

У діапазоні швидкостей **30–90 км/ч** балансувальні положення ручки керування за швидкістю мають зворотний характер – на більшій швидкості ручка займає більш заднє положення. Для початку розгону з будь-якої швидкості польоту пілотові слід віддати ручку від себе. При цьому збільшиться нахил сили T_{HG} (і вертольота) вперед, значить збільшиться складова пропульсивної сили $HG T_x$, що викличе збільшення швидкості. При підході до швидкості **70 км/год** і для витримування її необхідно ручку керування взяти на себе і тримати в положенні більш задньому, ніж на швидкості **30 км/год**.

Подібне протікання балансувальних кривих свідчить про статичну

нестійкість вертольота за швидкістю ($M_z^V < 0$) в даному діапазоні швидкостей.

Це пояснюється в основному виходом стабілізатора зі струменя $НГ$ і різким зменшенням його кабруючого моменту при збільшенні швидкості польоту понад $\sim 30 \text{ км/год}$. Крім того, позначається і зменшенні кута установки для збільшення швидкості до економічної швидкості.

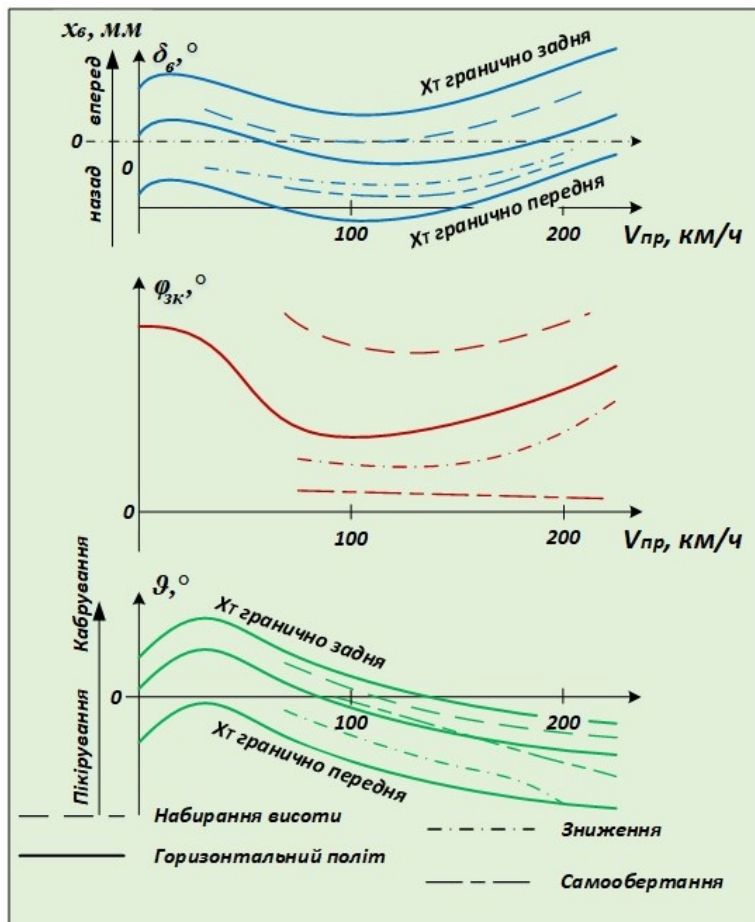


Рис. 1.3.2. Схема кривих поздовжнього балансування одногвинтового вертольота при різних сталих режимах польоту без ковзання

Характерно, що балансування кута тангажа в міру зростання швидкості весь час зменшується, вертоліт опускає ніс. Це пояснюється необхідною для балансування зміною поздовжніх сил і взаємодією поздовжніх моментів, що діють на вертоліт. Найбільший позитивний кут тангажа відповідає горизонтальному польоту на малих швидкостях ($20\text{--}30 \text{ км/ч}$) і при гранично-задніх центруваннях. Обумовлюється це в основному впливом стабілізатора, що знаходиться в індуктивному потоці від $НГ$. При зміщенні центрування вертольота вперед момент від сили $НГ$ (T_{H2}) змінюється на пікірування, а при зсуві назад – на кабрування. Для компенсації цього явища, відповідно, відхиляється ручка керування на себе (при $\Delta x_T > 0$), або від себе (при $\Delta x_T < 0$). При зміні поздовжнього центрування балансувальні криві зміщуються вгору або вниз практично еквідистантно.

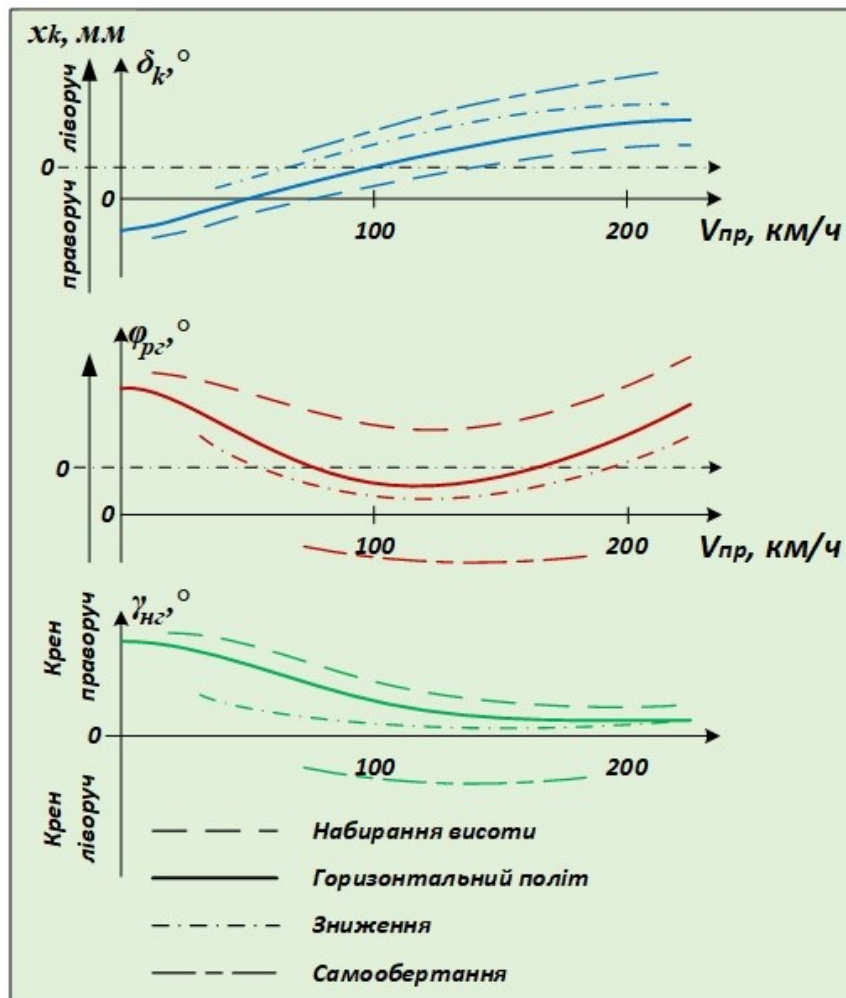


Рис. 1.3.3. Схема кривих бічного балансування одногвинтового вертольота при різних сталих режимах польоту без ковзання

Аналізуючи балансувальні криві для горизонтального польоту, можна дійти висновку, що мінімальні запаси по відхиленню ручки керування вперед виходять на максимальних швидкостях і при гранично-задніх centruваннях.

Використовуючи балансувальні криві за кутом тангажа, можна визначити кути атаки вертольота на тому чи іншому режимі польоту. Закон зміни балансування значення загального кроку $НГ$ за швидкістю польоту аналогічний для всіх вертольотів (до $V_{ек}$ величина ($\phi_{ом}$) зменшується, а потім збільшується).

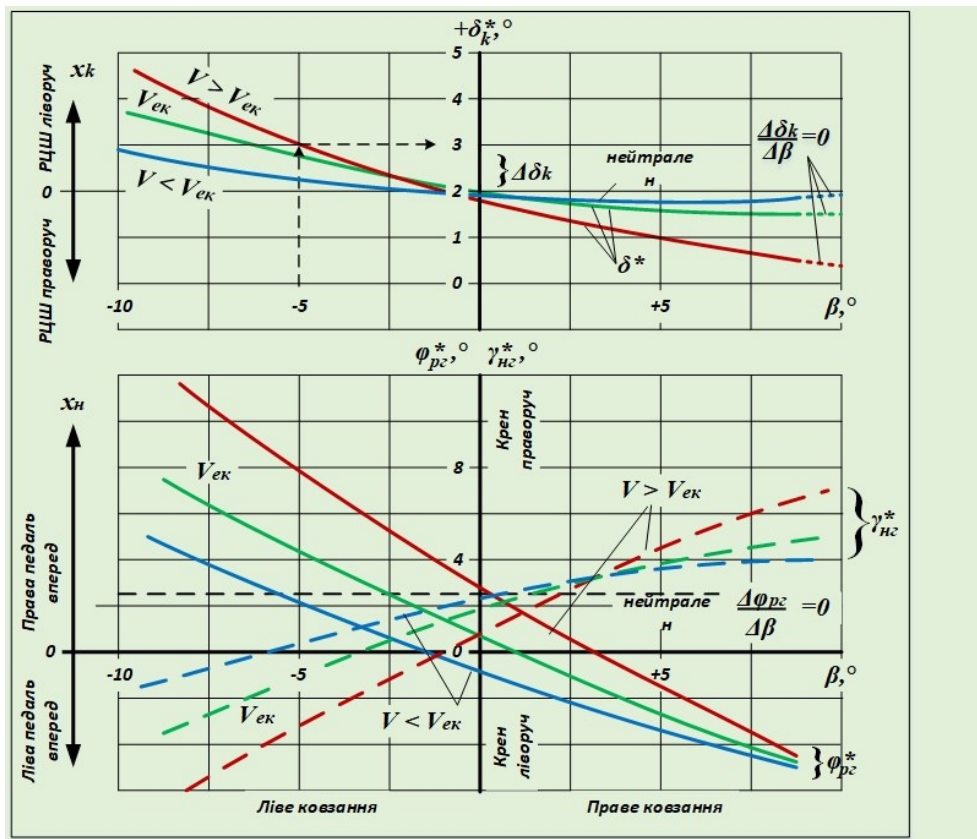


Рис. 1.3.4. Схема кривих бічного балансування одногвинтового вертольота при виконанні сталого ковзання

3. Бічне балансування включає поперечне і шляхове балансування. Для сталих режимів польоту без ковзання балансувальні криві наведені на рис. 1.3.3, а для сталого горизонтального польоту з ковзанням – на рис. 1.3.4. З цих графіків видно, що для всіх вертольотів одногвинтової схеми з прийнятим напрямком обертання НГ на висінні і малих швидкостях польоту характерна наявність правого крену. Це пояснюється необхідністю відхилення сили НГ (T_{H2}) від вісі вала НГ праворуч для отримання складової НГ (T_z), внаслідок чого на втулці виникає кренящий вправо момент $M_{x,зш} > 0$. Крім того, різні рівні висот втулок несучих і кермового гвинтів (зазвичай $y_T > h_{pв}$). У міру збільшення швидкості польоту ручка керування переміщається ліворуч як внаслідок зменшення потрібної величини тяги РГ (до $V_{ек}$), так і через зростання бічного завалу конуса НГ. Таке переміщення ручки керування призводить до зменшення моменту від ГШМ $M_{x,зш}$. Разом із цим через зменшення кута тангажа втулка РГ піднімається вгору. Все це призводить до зменшення правого крену в міру зростання швидкості польоту до переходу його для деяких вертольотів на лівий.

Таким чином, одногвинтові вертольоти при польоті без ковзання завжди мають певний крен, а при польоті без крену повинні мати невелике ковзання.

Найбільше потрібне значення кроку РГ ($\phi_{pв}$) відповідає висінню. У вертольотів із кілем зростання кроку РГ ($\phi_{pв}$) при $V > V_{ек}$ значно менше, ніж без кіля.

Для забезпечення рівноваги при виконанні встановленого польоту з

ковзанням у всіх вертольотів характерно відхилення ручки керування в бік ковзання і крену, а протилежної педалі – вперед.

1.3.2. Застосування автоматичних пристроїв у системах керування вертольотом

Вертольоти на більшості режимів польоту є нестійкими літальними апаратами. Вертоліт не в змозі самостійно зберігати сталий режим польоту в умовах діючих різних збурень. Основними причинами цього є незадовільні статичні характеристики стійкості і слабе демпфування. Тому пілот у польоті змушений постійно впливати на важелі керування, забезпечуючи створення необхідних сил і їх моментів, під впливом яких вертоліт зберігає заданий режим польоту. Пілотування вертольота, особливо на тих режимах, де він найбільш нестійкий, відволікає увагу пілота.

Найбільш повне і радикальне вирішення зазначених проблем забезпечується при використанні спеціальних автоматичних пристроїв, що поліпшують пілотажні характеристики вертольотів і допомагають пілоту в пілотуванні вертольота. До таких пристроїв відносяться автопілот (АП) або системи автоматичного управління (САУ).

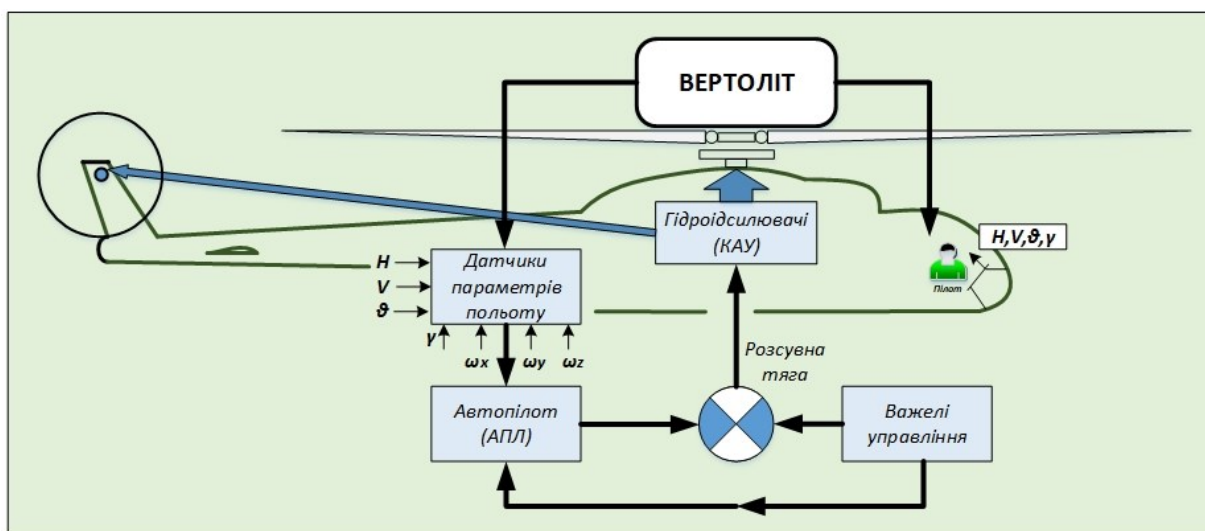


Рис. 1.3.5. Схема включення автопілота в систему керування за диференційною схемою

Автопілот на вертольотах включаються в систему управління з так званою диференціальною схемою (рис. 1.3.5), коли команди від АП реалізуються за допомогою «розсувної тяги». Ця схема включення забезпечує роботу АП в єдиному ланцюзі керування разом із пілотом. При цьому органи керування вертольотом відхиляються за командами автопілота незалежно від пілота, щоб підтримати встановлений режим польоту.

Команди автопілота формуються на основі інформації від датчиків, що сприймають відхилення від заданого положення вертольота і швидкості зміни

цих відхилень (Δv), а іноді і прискорення (Δv).

Величина командного сигналу $АП - \Delta \delta_{АП}$ (закон управління) зазвичай виражається формулою:

$$\Delta \delta_{АП} = i \cdot \Delta \theta + i_{\omega} \cdot \Delta \dot{\theta},$$

де: i , ω – передавальні числа автопілота, що визначають його реакцію відповідно на зміну кута тангажа $\Delta \theta$ і швидкості зміни кута тангажа $\Delta \dot{\theta}$.

У результаті вертоліт із включеним автопілотом набуває нової якості – стійкість власного руху за кутами відхилення фюзеляжу. При цьому пілот може втрутитися в керування в будь-який інший час після цього відхилення важелів керування, змінюючи режим польоту і одночасно задаючи автопілоту нові значення параметрів польоту, які необхідно підтримувати.

Постійна робота автопілотів, спрямована на гасіння відхилень від заданого режиму польоту, забезпечує суттєве підвищення характеристик демпфування вертольота. Крім того, при керуванні з $АП$, які мають закон регулювання типу, збільшується ефективність керування. Це досягається за допомогою так званих компенсаційних датчиків, що забезпечують центрування рульових машин на різних режимах польоту (тобто відповідно до різних положень важелів керування).

Уведений в автопілот сигнал положення важеля керування приводить до додаткового (щодо $АП$) збільшення відхилення органу керування пропорційно величині переміщення важеля.

Таким чином, керуючи вертольотом із включеним автопілотом, пілот сприймає його як стійкий літальний апарат з гарними характеристиками керованості. Диференційна схема включення рульових машин автопілотів дозволяє обмежити хід виконавчих штоків величиною не більше **20 %** повного діапазону відхилення важелів керування. Це виключає появу небезпечних ситуацій у польоті при відмові автопілота, оскільки у пілота завжди залишається запас керування для парирування впливу відмови системи навіть при уході штоків рульових машин у крайнє положення.

Завдяки цьому на сучасних вертольотах $АП$ забезпечують простоту пілотування на всіх експлуатаційних і критичних режимах у простих і складних метеорологічних умовах польоту вдень і вночі. Точність витримування заданого кутового положення вертольота за креном, тангажем і курсом у спокійній атмосфері у сучасних автопілотів становить $\pm (0,5-1,0^\circ)$.

Безпека польоту в разі будь-якої відмови автопілота забезпечується:

- обмеженням переміщень виконавчих органів керування вертольотом за сигналами автопілота (наприклад, величиною **18 %** повного їх відхилення для вказаних $АПЛ$);
- індикацією положень штоків рульових машин автопілота;
- автоматичним відключенням автопілота при відмові будь-якого із джерел живлення або бортових датчиків, контролюючих справність автопілота, тощо.

Для контролю і стабілізації кутового положення вертольота і переходу до автоматичного керування створюються системи автоматичного керування ($САУ$), складовою частиною яких є автопілот. Автопілот у $САУ$ забезпечує

роботу внутрішнього контуру керування за кутами просторового положення вертольота. Інші елементи САУ забезпечують автоматичне виконання заданої траєкторії руху. Для цього САУ має додатково сприймати елементи, що дають інформацію про параметри траєкторії, обчислювальні пристрої, що виробляють командні сигнали, та інші елементи, що забезпечують введення цих сигналів у відповідні канали автопілота і системи керування вертольотом (рис. 1.3.6).

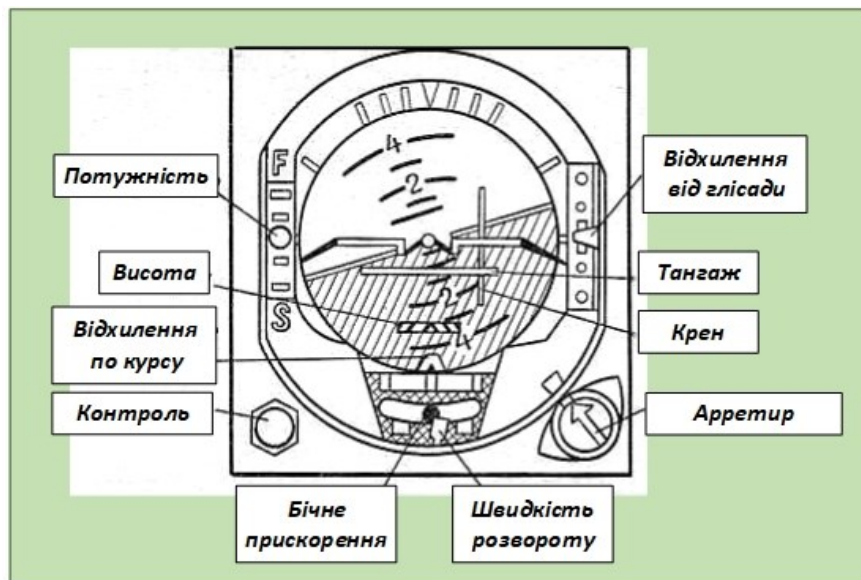


Рис. 1.3.6. Схема зовнішнього вигляду командно-пілотажного приладу

Для полегшення і підвищення якості роботи пілота при виконанні різних завдань необхідно використовувати можливості САУ з узагальнення свідчень пілотажно-навігаційних приладів і виконання складних розрахунково-логічних операцій.

Тому в даний час для вітчизняних і зарубіжних вертольотів розробляються системи комплексного напівавтоматичного (директорного) керування, що розширюють сферу використання САУ. При директорному керуванні результати автоматичного виконання складних завдань, покладених на САУ, видаються у вигляді командних сигналів не в автопілот, а на директорній стрілці командно-пілотажного приладу (КПП). Зовнішній вигляд КПП показаний на рис. 1.3.6. Пілот пілотує вертоліт, керуючись цими командами, а також з огляду на іншу інформацію, яка не вводиться в САУ. КПП вказує пілоту, куди і яким чином відхиляти важелі керування вертольотом, щоб виконати оптимальний у даних умовах маневр, розрахований САУ з урахуванням встановлених обмежень (за перевантаженням, темпом узяття кроку тощо).

У цьому і полягає відмінність директорного керування від звичайної приладової або візуальної індикації, коли пілот спостерігає відхилення від заданих значень за кутовим положенням вертольота або за траєкторією руху і повинен самостійно вирішувати завдання вибору оптимального маневру.

Вказівки КПП доповнюються інформацією про траєкторії руху щодо землі в плані, яка видається на індикатор, де показуються курс, дальність і бічне

ухилення. Крім того, пілот може використовувати звичайні пілотажно-навігаційні прилади для контролю повітряної швидкості і висоти польоту, вертикальної швидкості тощо.

1.3.2.1. Особливості пілотування вертольота при увімкненому автопілоті

Пілотування вертольотів, обладнаних автопілотами, здійснюється, як правило, із увімкненим автопілотом або САУ. Автопілот значно спрощує пілотові витримування встановленого польоту і маневрування. При польоті із увімкненим автопілотом не потрібні подвійні знакозмінні переміщення ручки керування і педалей, які притаманні всім, особливо одногвинтовим, вертольотам. Автопілот, відхиляючи автомат перекосу, виконує за пілота ці подвійні попереджувальні рухи в керуванні, які необхідні для парирования збурень і стабілізації параметрів руху вертольота. Спроби втручання пілота в керування короткоперіодичних збурених рухів вертольота ускладнюють виконання автопілотом його функцій і можуть навіть на деяких режимах польоту сприяти розгойдуванню вертольота.

При випадковому зовнішньому впливі автопілот набагато раніше пілота реагує на зміну параметрів руху, витримуючи заданий режим польоту. Тому автопілот, створюючи керуючі впливи, практично не дає розвиватися збуреному руху.

Залежно від характеру виконуваного польоту пілот включає тільки ті канали автопілота (САУ), які забезпечують виконання даного режиму. Так, канали керування по крену і тангажу пілот включає на землі перед зльотом, канал напрямку – на будь-якому сталому режимі польоту, канали швидкості й висоти включаються, як правило, при тривалих польотах по маршруту.

Виконання зльоту (висіння) і посадки із увімкненим автопілотом значно спрощується. На висінні автопілот стабілізує вертоліт за кутом крену, тангажа, а при звільнених педалях – за курсом. Збалансований вертоліт може навіть деякий час виконувати висіння з «кинутим» управлінням, дрейфуючи за вітром. Однак звільняти важелі керування на висотах менше **50 м** не рекомендується в інтересах забезпечення безпеки польоту на випадок можливої відмови автопілота.

Особливо уважним пілот повинен бути при виконанні висіння із увімкненим автопілотом поблизу поверхні землі (**0,5–1 м**). У разі відмови автопілота вертоліт може встигнути відхилитися по крену і тангажу на кут більше **15°** до того, як пілот встигне ефективно втрутитися в керування, якщо врахувати час реакції пілота ($\approx 0,3$ с) і час переміщення ручки керування в крайнє положення ($\approx 0,5$ с). Це призведе до торкання (удару) основним колесом, лопатями НГ або хвостовою опорою об землю зі зміщенням і, як правило, подальшим перекиданням вертольота.

У сталому польоті зі звільненим керуванням вертоліт зберігає режим польоту (при увімкнених каналах автопілота – крен, тангаж, напрямок), поступово змінюючи задану швидкість, що викликано, в основному, неточністю балансування і зміною центрування через вироблення палива. Фактично, в цьому випадку автопілот стабілізує лише кути тангажа, крену і курсу. При тривалих

польотах, коли включається канал швидкості, витримується задана швидкість польоту за допомогою деяких змін кута тангажа. При польоті в умовах бовтанки пілотові доводиться періодично відновлювати заданий режим польоту або відхиленням важелів керування, або за допомогою рукояток центрування на пульті керування автопілотом. В іншому випадку можливий вихід на упор штоків рулевих машин і від автопілоту на органи управління не зможуть надходити сигнали.

При переході з одного режиму на інший (*при маневруванні*) із увімкненим автопілотом і звільненим ножним керуванням у момент переміщення ручки керування по крену зазвичай виникає сильне ковзання, оскільки автопілот прагне витримати заданий йому курс польоту. Це ковзання призводить до значних навантажень рулевого гвинта і хвостової балки. Тому необхідно стежити, щоб при введенні в маневр ноги знаходилися на педалях (*підпедальниках*) до виникнення ковзання, що приводить до узгодження курсової системи при звільнених педалях.

При натисканні на підпедальники автопілот по каналу напрямку працює в режимі узгодження по курсу, але при цьому залишається **50 %** ходу рулевої машини для демпфування. Це істотно полегшує пілотування вертольота, особливо на висінні і малих швидкостях польоту.

Якщо в польоті із увімкненим автопілотом з'являється постійно діюче на вертолiт збурення, *наприклад* внаслідок зміни метеорологічних умов, польотної маси тощо, стрілки індикаторів можуть установитися поблизу упорів. У цьому випадку ручками центрування необхідно встановити стрілки індикаторів і розсувні тяги в нейтральне положення. Це особливо важливо виконати перед вимкненням автопілота або будь-якого каналу в польоті. Невиконання зазначеної умови може призвести в момент вимикання АПЛ (*каналу*) до різкого відхилення вертольота, тому що розсувні тяги швидко повертаються в нейтральне положення. Важливо враховувати необхідність установки стрілки індикатора в нейтральне положення при виконанні розгону, коли, як правило, стрілка каналу тангажа стає на упор.

При попаданні в зону сильної турбулентності доцільно вимкнути канали напрямку й висоти, залишивши увімкненими тільки канали крену і тангажа, що значно знизить навантаження на НГ і виключить випадкове зменшення його оборотів при знакозмінних переміщеннях важеля загального кроку.

При відмові автопілота за каналами напрямку, висоти або швидкості можна вимкнути лише той канал, що відмовив, залишивши інші увімкненими.

При відмові автопілота екіпаж негайно позбавляється всіх переваг у пілотажних характеристиках вертольота, що забезпечуються АП.

ТЕМА 2

УСТАЛЕНИЙ РУХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

ЛЕКЦІЯ 2.1. РЕЖИМИ ПОЛЬОТУ ВЕРТОЛЬОТА

План лекції

- 2.1.1. Загальні відомості про режими польоту.
- 2.1.2. Потрібні та наявні тяга і потужність несучого гвинта.
- 2.1.3. Режими вертикального польоту.

2.1.1. Загальні відомості про режими польоту

Найбільш простим видом польоту є сталий політ за прямолінійними траєкторіями.

Залежно від напрямку руху вертольота розрізняють наступні сталі режими польоту:

- *вертикальні (висіння, вертикальний підйом і вертикальне зниження);*
- *горизонтальний політ;*
- *набір висоти і зниження за нахиленими траєкторіями;*
- *планування на режимі самообертання НГ.*

Рівняння сил, що забезпечують прямолінійність польоту вертольота на конкретному режимі, можна отримати із загальних рівнянь усталеного руху:

$$\sum F_x = 0; \sum F_y = 0; \sum F_z = 0.$$

Вертикальна швидкість при наборі висоти і зниженні визначається з урахуванням знака кута нахилу траєкторії θ з трикутника швидкостей $V_y = V \sin \theta$:

- *в горизонтальному польоті і на висінні ($\sin \theta = 0$) $V_y = 0$;*
- *в наборі висоти ($\sin \theta > 0$) $V_y > 0$;*
- *при вертикальному підйомі і зниженні ($\sin \theta = \pm 1$) $V_y = V$, т. ч. дійсній швидкості польоту вертольота за траєкторією.*

2.1.2. Потрібні та наявні тяга і потужність несучого гвинта

Для виконання усталеного руху необхідно, щоб НГ створював результуючу аеродинамічну силу (повну тягу) $T_{нз}$, що дорівнює потрібній аеродинамічній силі $R_{нз_н}$ на даному режимі польоту. Із загальних рівнянь руху випливає, що потрібна повна тяга НГ повинна мати три складові:

$$X_{нз} = X_{\phi} + X_{кр} + G \sin \theta;$$

$$Y_{нз} = G \cos \theta - Y_{кр};$$

$$Z_{нз} = T_{pz} + Z_{\kappa}$$

Тому величина потрібної тяги $HГ (T_{нз_н})$ буде дорівнювати:

$$R_{нз_н} = \sqrt{X_{нз}^2 + Y_{нз}^2 + Z_{нз}^2} = \sqrt{(X_{\phi} + X_{кр} + G \sin \theta)^2 + (G \cos \theta - Y_{кр})^2 + (T_{pz} + Z_{к})^2}.$$

Для вертольотів, які не мають крила і кіля, вихідна формула спрощується:

$$R_{нз_н} = \sqrt{(X_{\phi}^2 + 2 \cdot X_{\phi} \cdot G \sin \theta) + G^2 + T_{pz}^2}.$$

В усталеному наборі висоти за нахиленою траєкторією потрібна тяга $HГ$ більше, ніж у горизонтальному польоті, за інших рівних умов на величину $(2 \cdot X_{\phi} \cdot G \cdot \sin \theta)$, що знаходиться під коренем. Надлишок величини потрібної тяги $HГ$ при наборі висоти за нахиленою траєкторією (порівняно з горизонтальним польотом) виконує роботу, що витрачається на збільшення повної механічної енергії вертольота (збільшується потенційна енергія при постійній кінетичній).

При сталому зниженні за нахиленою траєкторією потрібна тяга $HГ$ на цю ж величину менше, ніж у горизонтальному польоті, при цьому зменшується потенційна енергія вертольота.

Необхідна тяга залежить від величини польотної маси. Збільшення маси, а значить і сили тяжіння вертольота веде до збільшення необхідної тяги на всіх сталих режимах польоту і навпаки.

Несучий гвинт створює тягу $R_{нз}$ за рахунок підведеної до нього потужності силової установки. Максимально можливу величину тяги $R_{нз_н}$ несучий гвинт розвиває при роботі двигунів на максимальному (злітному) $Ne_{взл}$, режимі. Її прийнято називати **наявною** (рис. 2.1.1).

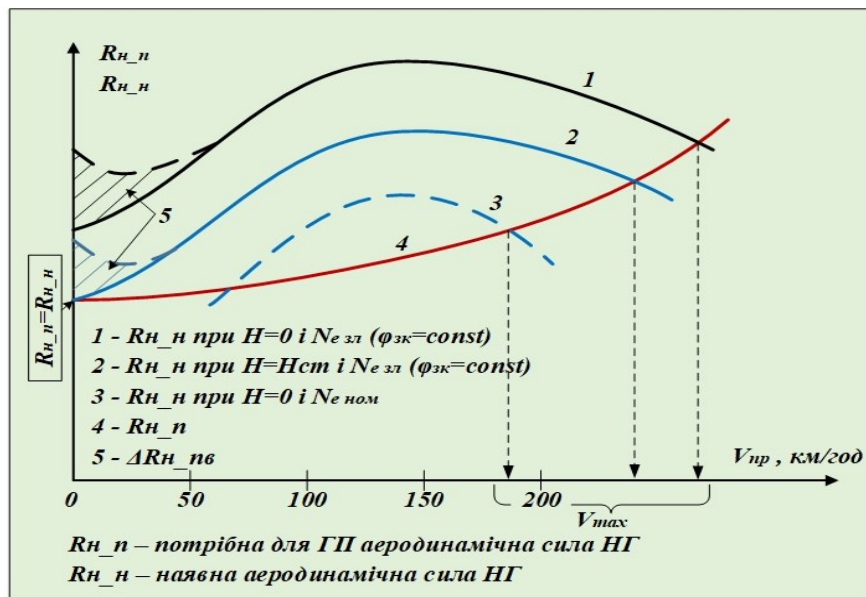


Рис. 2.1.1. Залежність необхідних і наявних тяг $HГ$ від швидкості і висоти усталеного горизонтального польоту вертольота

Розрахункова тяга $HГ R_{нз_р}$ не залежить від величини маси вертольота, але вона залежить від висоти польоту і від температури зовнішнього повітря, тому що від цих чинників великою мірою залежить потужність двигунів.

Розрахункова тяга $HГ R_{нз_р}$ змінюється, підкоряючись характеру зміни злітної потужності двигунів від висоти і температури зовнішнього повітря.

Значний приріст розрахункової (що розвивається) тяги $HГ$ відбувається при висінні вертольота поблизу землі за рахунок впливу повітряної подушки.

Ефект повітряної подушки зменшується при збільшенні висоти висіння над майданчиком. Практично відчутний вплив повітряної подушки на тягу $HГ$ поширюється до висоти висіння ($h_{vic.}$), яка визначається пілотом від землі до рівня коліс (рис. 2.1.2), приблизно дорівнює величині радіуса $HГ$. Додатковий приріст розрахункової тяги $HГ$ становить **25–30 %** (рис. 2.1.2).

У льотній практиці необхідно враховувати, що вплив повітряної подушки зникає при виконанні висіння над чагарником (*очеретом, високою травою*) і над водною поверхнею. У цих випадках енергія повітряного потоку від $HГ$ повністю розсіюється на розгойдування чагарника або утворення хвиль на поверхні води. Крім того, зникає вплив повітряної подушки при висінні над майданчиками, що мають нахил, або над вершинами пагорбів. В цьому випадку індуктивний потік, «скочується» під ухил, не утворює повітряної подушки.

Розрахункова тяга $HГ$ у зоні впливу повітряної подушки значною мірою залежить від швидкості вітру й швидкості польоту. При швидкості вітру **60 км/год** (або $V_{np} = 60 \text{ км/год}$) вплив повітряної подушки повністю зникає. На рис. 2.1.1 заштриховані ділянки показують зміну надлишку розрахункової тяги $HГ$ за рахунок впливу повітряної подушки ($\Delta R_{нз_вп}$) від швидкості польоту.

Зі збільшенням швидкості польоту, як видно з рис. 2.1.1, розрахункова тяга зростає більш інтенсивно, ніж необхідна. Збільшення розрахункової тяги відбувається в результаті косого обдування і зменшення втрат на цьому режимі роботи $HГ$. Для виконання встановленого польоту необхідне дотримання балансу енергій, а саме щоб потужність, створена силовою установкою, дорівнювала потужності, потрібній для виконання польоту на даному режимі.

Неохідною називається потужність, яку необхідно підводити до $HГ$ при створенні необхідної тяги для польоту. Зокрема, потужність, потрібна для горизонтального польоту (N_{zn}), – це потужність, необхідна $HГ$ для виконання встановленого горизонтального польоту. Тому потрібну потужність N_{zn} можна отримати, якщо врахувати витрати потужності для створення необхідної тяги $HГ$ у зв'язку з витратою її для створення індуктивної швидкості (v_i), подолання профільного опору обертанню лопатей $HГ$ (Q_{np}) і шкідливого опору вертольота при русі (Q_{δ}):

$$N_{zn} = N_{ind} + N_{np} + N_{\delta\delta}$$

Закон зміни індуктивної потужності N_{ind} , профільної N_{np} , потужності руху $N_{\delta\delta}$ і сумарної потужності, необхідної для горизонтального польоту, характерний для будь-якого вертольота, показаний на рис. 2.1.3.

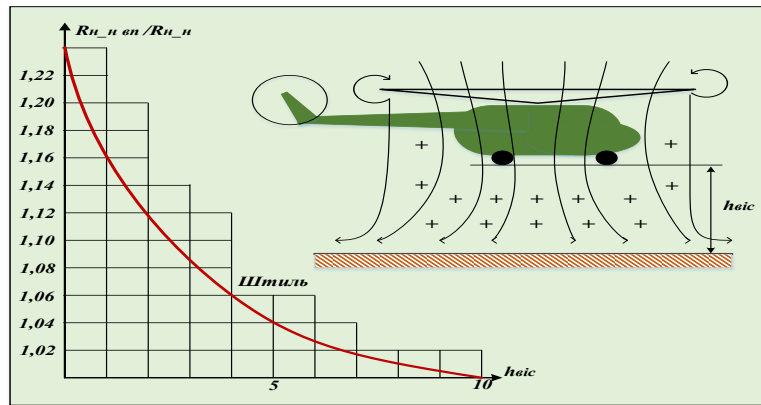


Рис. 2.1.2. Вплив повітряної подушки на величину розрахункової відносної тяги НГ залежно від висоти висіння над майданчиком

Необхідна потужність для горизонтального польоту N_{zn} зі збільшенням швидкості спочатку зменшується, а потім збільшується відповідно до характеру зміни її складових N_{ind} , N_{np} і N_{ds} .

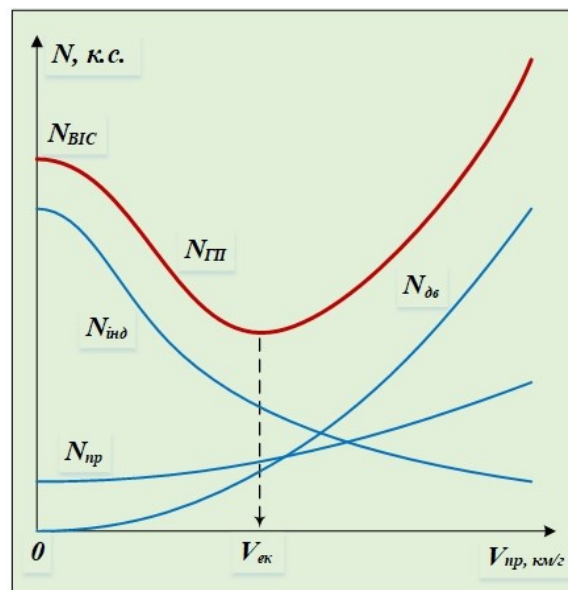


Рис. 2.1.3. Залежність необхідної потужності НГ і її складових від швидкості усталеного горизонтального польоту

Потужність, що розвивається силовою установкою N_e , повинна бути більшою на величину непродуктивних витрат, які враховуються через коефіцієнт використання потужності двигунів (ξ_m):

$$N_e = \frac{N_{ГП}}{\xi_m}.$$

Залежність ξ_m від швидкості польоту, характерна для сучасних вертольотів,

показана на *рис. 2.1.4*.

Величина необхідної потужності для однієї і тієї ж швидкості усталеного горизонтального польоту залежить, як і тяга $НГ$, від багатьох експлуатаційних факторів: висоти, польотної маси вертольота, варіантів озброєння і зовнішніх підвісок, вантажу, випущеного або прибраного шасі й зовнішніх умов.

Зі збільшенням висоти горизонтального польоту змінюється масова щільність повітря і для створення однакової за величиною необхідної тяги при одній і тій же V_{np} необхідна потужність збільшується: $N_{гп} = \frac{N_{гп/H=0}}{\sqrt{\Delta}}$.

Однак зі збільшенням висоти H при одній і тій же приладовій швидкості V_{np} зростає справжня швидкість польоту V і тому графік залежності N_{zn} від H і V зсувається вгору і праворуч (*рис. 2.1.5*).

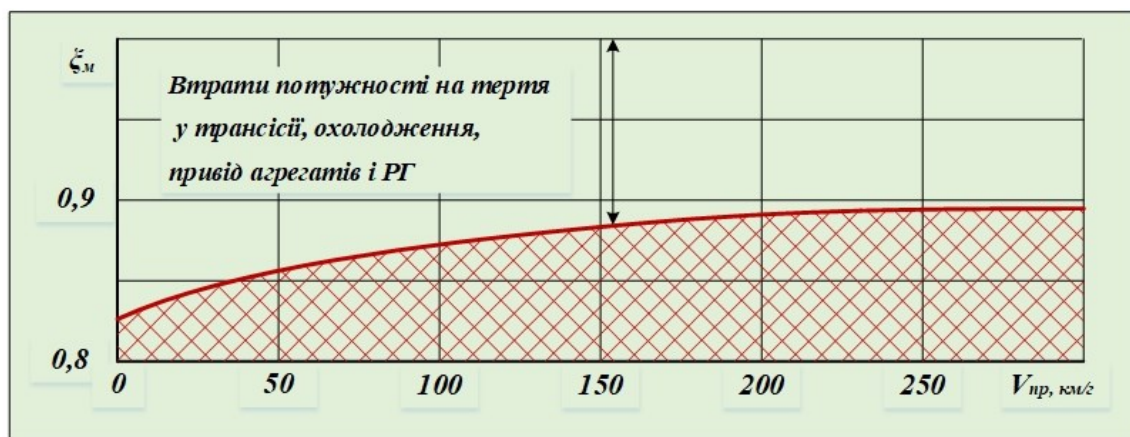


Рис. 2.1.4. Залежність коефіцієнта використання потужності силової установки від швидкості польоту

Наявна потужність для $НГ$ (N_p) – це максимально можлива потужність, яка підводиться до несучого гвинта при роботі силової установки на максимальному (злітному) режимі. Вона менше, *наприклад*, ефективної злітної потужності двигуна $N_{e,взл}$ на величину втрат (ΔN_k) на тертя в трансмісії, примусове охолодження і обертання $РГ$:

$$N_p = N_{e,взл} - \sum \Delta N_k = N_{e,взл} \cdot \xi_M.$$

Наявна потужність N_p зі збільшенням швидкості незначно збільшується, хоча $N_{e,взл}$ від швидкості польоту не залежить (*рис. 2.1.5 і 2.1.7*), тому що зменшуються непродуктивні втрати потужності при створенні розрахункової тяги і зростає коефіцієнт втрат потужності ξ_M (*рис. 2.1.4*).

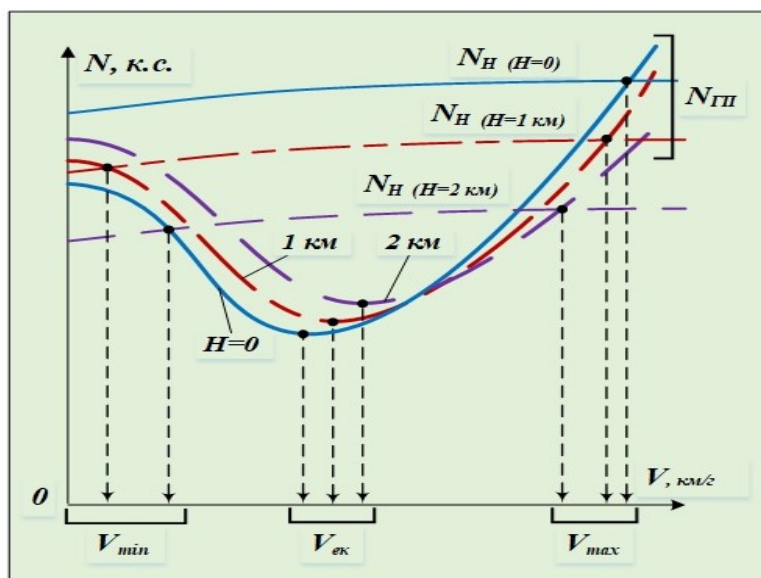


Рис. 2.1.5. Залежність потрібних ($N_{ГП}$) і наявних (N_H) потужностей НГ від висоти та істинної швидкості усталеного горизонтального польоту

Наявна потужність змінюється від висоти польоту і температури зовнішнього повітря точно так же, як і ефективна потужність двигунів при роботі на злітному режимі, а саме для невисотного двигуна зі збільшенням висоти польоту і температури вище розрахункової необхідна потужність падає (рис. 2.1.5 і 2.1.7, б)).

Потужність, що підводиться до НГ при різних значеннях загального кроку НГ ($\phi_{ош}$) і проміжних режимах роботи двигунів, називається підведеною потужністю $N_{подв}$. Підводиться до НГ потужність при постійному режимі роботи двигунів (наприклад, крейсерському) і постійному загальному кроці НГ підпорядковується тим самим закономірностям при зміні швидкості, висоти і температури, що і необхідна потужність НГ.

Зміни розрахункових і необхідних тяг і потужностей обмежують мінімальні й максимальні швидкості і в цілому висотно-швидкісні властивості вертольотів.

Потрібна потужність для набору висоти $N_{наб}$ складається (за інших рівних умов) з необхідної потужності для горизонтального польоту (висіння) і додаткового надлишку потужності, що витрачається на набір висоти. Якщо задатися постійною вертикальною швидкістю (наприклад, $V_y = 2 \text{ м/с} = \text{const}$), потужність, що потрібна для набору висоти як при вертикальному підйомі, так і при русі за нахиленою траєкторією, порівняно з потужністю, потрібною для висіння і горизонтального польоту (при однакових швидкостях польоту за приладом), повинна бути збільшена на постійну величину $\Delta N_{наб}$, т.ч. крива потрібної потужності при наборі висоти зсувається еквідистантно вгору щодо потужності, потрібної для горизонтального польоту (рис. 2.1.6).

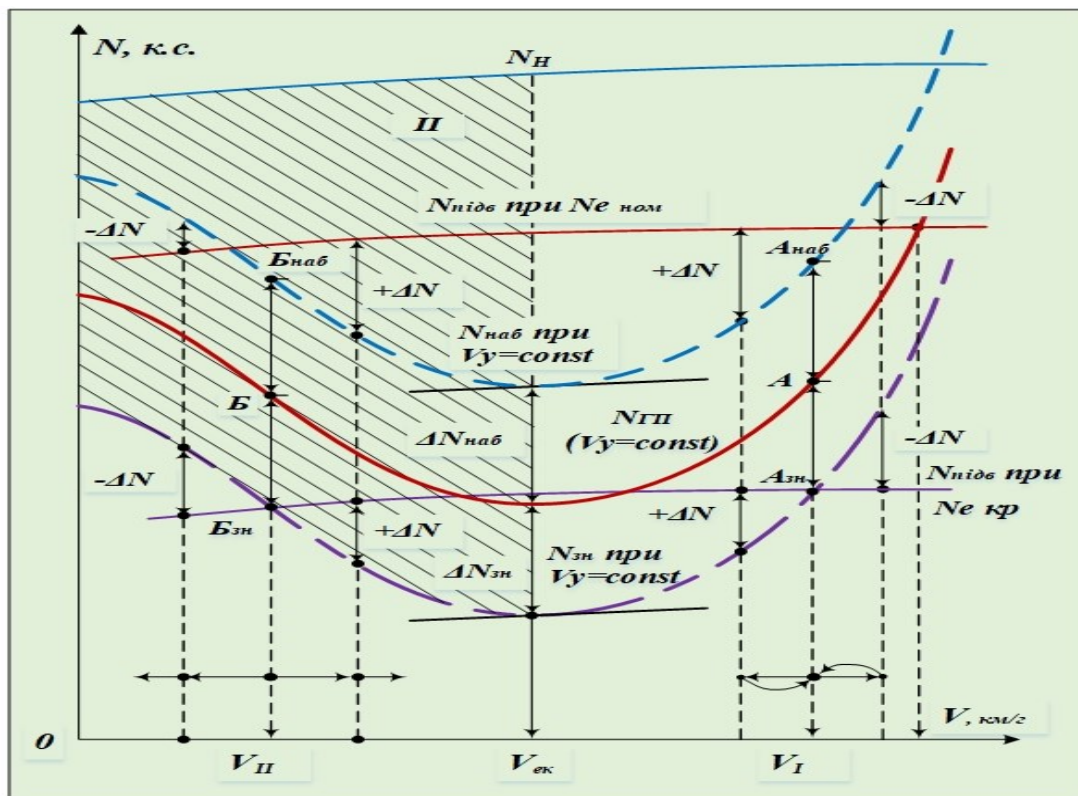


Рис. 2.1.6. Зміна потрібних потужностей НГ при сталому наборі та зниженні

Максимальні вертикальні швидкості усталеного набору розраховуються за формулою:

$$V_y = \frac{75 \cdot (N_H - N_{нп})}{G} = \frac{75 \cdot \Delta N}{G},$$

де $N_{зп}$ – повинна визначатися для відповідних польотної маси вертольота і швидкості набору.

Використовуючи цю формулу, можна розраховувати і максимальні вертикальні швидкості усталеного зниження при плануванні на режимі самообертання НГ, якщо відома необхідна потужність для горизонтального польоту:

$$V_{y, \max} = -\frac{75 \cdot N_{нп}}{G}.$$

Отримувані максимальні вертикальні швидкості близькі до практичних швидкостей.

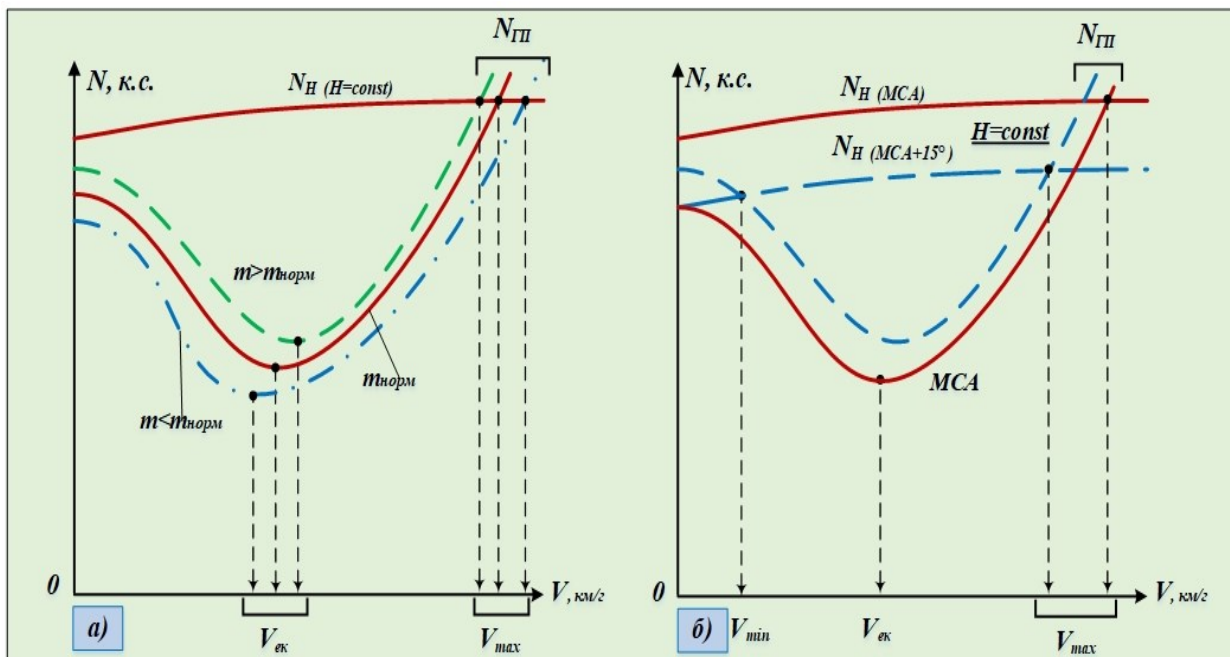


Рис. 2.1.7. Залежність потрібних і наявних потужностей НГ від маси вертольота
(а) і температури зовнішнього повітря
(б) відмінної від стандартної (МСА) на даній висоті

2.1.3. Режими вертикального польоту

2.1.3.1. Висіння

Висінням називається такий режим польоту вертольота, при якому його швидкість щодо землі дорівнює нулю. За наявності вітру висіння (носом проти вітру) є горизонтальним польотом. У цьому випадку вертоліт виконує політ щодо повітряної маси зі швидкістю вітру і НГ працює в режимі косого обтікання. Якщо вертоліт буде дрейфувати за вітром, а саме переміщатися відносно землі зі швидкістю вітру, НГ буде працювати як і при висінні в штиль, а саме у вісьовому потоці.

Режим висіння застосовується для перевірки роботи двигунів, трансмісії, керування, а також для визначення запасу потужності і центровки перед кожним польотом. Режим висіння є одним із найскладніших за технікою пілотування, особливо при польоті з вимкненим автопілотом. Він вимагає від пілота підвищеної уваги, великого фізичного напруження і чіткості в пілотуванні.

2.1.3.2. Умови й особливості виконання висіння

Максимальна висота, на якій можливе виконання висіння на вертольоті, називається статичною стелею вертольота ($H_{\text{ст}}$). У характеристиках вертольотів величина $H_{\text{ст}}$ наводиться для нормальної маси вертольота за стандартних атмосферних умов без урахування ефекту повітряної подушки. Практично вико-

нувати висіння на $H_{ст}$ не можна, тому що немає запасу за тягою (потужністю) і в разі будь-якого зовнішнього впливу (або якщо буде допущена найменша неточність у техніці пілотування) відбувається падіння оборотів $НГ$ і вертоліт починає знижуватися.

Якщо визначити за номограмою максимальну висоту висіння для нормальної маси вертольота при стандартній температурі зовнішнього повітря (рис. 2.1.8), то вона виявиться трохи нижче статичної стелі вертольота. Ця висота висіння називається стелею висіння ($H_{нз}$), де практично можна виконати висіння поза зоною впливу повітряної подушки. Наявні при цьому запаси за потужністю $СУ$ і шляховому керуванню забезпечують необхідну безпеку виконання висіння.

Висота висіння **10–200 м** над поверхнею майданчика майже для всіх вертольотів вважається небезпечною через можливу відмову одного або обох двигунів. Тому висіння на цих висотах можна виконувати тільки за необхідності (при зльотах і посадках на майданчиках обмежених розмірів і з високими переешкодами на підходах, при рятувальних роботах, при польоті з вантажем на зовнішній підвісці тощо). Таке обмеження в цьому випадку встановлено тому, що при відмові двигуна, з одного боку, висота недостатня для переведення вертольота з вертикального зниження на поступальний політ, а з іншого – на деяких вертольотах не забезпечується безпека вертикального приземлення.

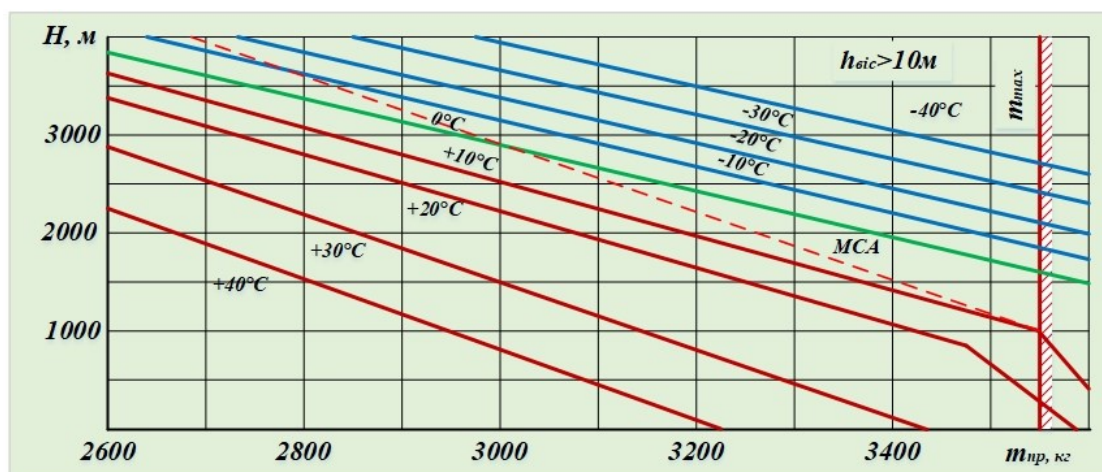


Рис. 2.1.8. Номограма для визначення граничної маси вертольота Мі-2 залежно від висоти висіння поза зоною впливу повітряної подушки і температури зовнішнього повітря

Для усталеного режиму висіння необхідно, щоб при пілотуванні пілот домагався рівноваги всіх сил і моментів (рис. 2.1.9), що діють на вертоліт. Досягається це в процесі балансування вертольота, коли пілот відповідними відхиленнями важелів керування усуває всякі переміщення щодо землі і зберігає висоту висіння. При цьому вертоліт займає цілком певне положення в просторі за креном, тангажем і курсом (напрямком) висіння.

Висіння без балансування крену при середніх поздовжніх центровках можливо за рахунок конструктивного нахилу вісі вала $НГ$ праворуч або бокового

зміщення центру ваги вертольота (*бічна центровка*) ліворуч (якщо дивитися по польоту). Однак при гранично передніх центровках для вертольотів спостерігається невеликий лівий крен ($0,5-10^\circ$).

При виконанні встановленого висіння пілот відновлює порушену з тих чи інших причин рівновагу вертольота своєчасним відхиленням важелів керування. На висінні важелі керування займають певне балансувальне положення, що відповідає даній поздовжній центрівці вертольота. Пілот безперервно переміщує важелі керування біля цього положення, тому що вертоліт динамічно нестійкий на вертикальних режимах і на малих швидкостях польоту.

При включеному автопілоті техніка пілотування значно спрощується. Необхідно уникати частих і подвійних рухів ручкою керування, тому що це тільки сприяє розбалансуванню вертольота на висінні.

В усталеному положенні, коли вертоліт не крениться, не піднімає і не опускає ніс, рекомендується зняти навантаження з ручки керування тримерами.

Висіння рекомендується виконувати проти вітру, тому що в цьому випадку положення вертольота більш стійке і забезпечуються найбільші запаси шляхового керування.

Складнішим за технікою пілотування є виконання висіння в умовах поривчастого вітру, особливо бічного і попутного, тому що крім дотримання наведеної вище рівноваги сил, якої пілот домагається відповідним відхиленням важелів керування, ускладнюється витримування шляхової рівноваги моментів і напрямку висіння.

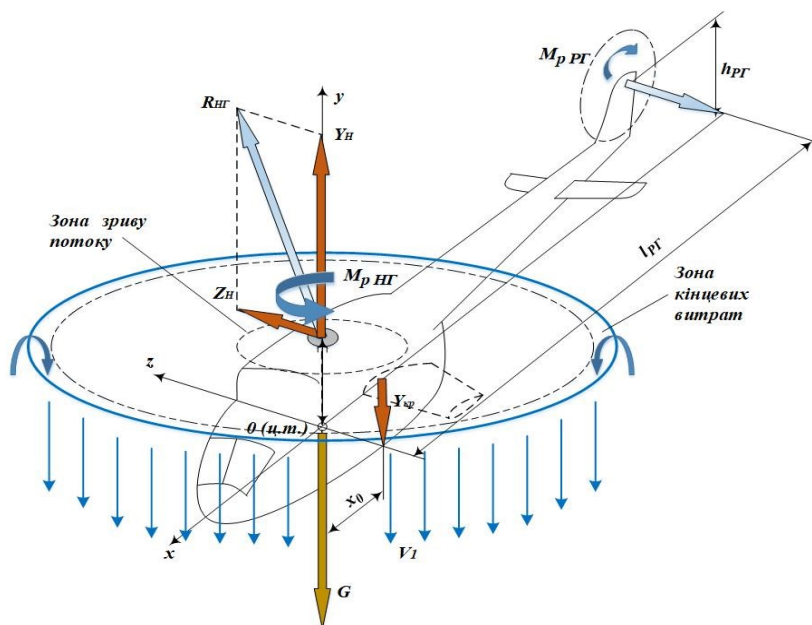


Рис. 2.1.9. Схема сил, що діють на вертоліт на вертикальних режимах

Бічний вітер ліворуч (рис. 2.1.10). При такому напрямку вітру рульовий гвинт працює у вісьовому потоці, подібно несучому гвинту при вертикальному підйомі.

деяких вертольотів при невеликих швидкостях бічного вітру праворуч (2–3 м/с) спостерігається зменшення потрібного балансування ходу вперед правої педалі порівняно з висінням у штиль і зустрічним вітром за інших рівних умов (рис. 2.1.11).

Поведінка вертольота при висінні з бічним вітром праворуч, коли швидкість вітру близька до допустимого значення, а маса вертольота гранична M_{np} , дуже нестійкий: при випадковому збільшенні швидкості вітру праворуч вертолїт прагне розвернутися не праворуч (*носом проти вітру*), а навпаки, – ліворуч (*хвостом на вітер*). Щоб утримати напрямок при висінні з боковим вітром праворуч, пілотові доводиться постійно виконувати подвійні рухи педалями, при цьому можлива постановка педалі на упор.

Основною причиною можливої втрати шляхової стійкості вертольота на висінні з правим боковим вітром є падіння тяги $РГ$ через зрив потоку з лопатей і втрат на вихреутворення при такій вісьовій обдувці, особливо при знижених оборотах $НГ$.

На висінні в умовах, коли швидкість бічного вітру перевищує допустиме значення за *Керівництвом по льотній експлуатації* екіпажу, при постановці правої педалі на упор можливе таке високе додаткове збільшення необхідної потужності на обертання $РГ$ (через зрив потоку з лопатей), що обороти $НГ$ падають, додатково зменшується T_{rg} і вертолїт входить у так званий мимовільний розворот ліворуч.

Таким чином, щоб виключити самовільний розворот вертольота ліворуч (в бік дії реактивного моменту $НГ$), в *Керівництві по льотній експлуатації* даються обмеження за швидкістю бічного вітру, завдяки чому передбачається певний запас до критичної швидкості вітру і забезпечуються запаси по шляховому керуванню.

Попутний вітер. При попутному вітрі на висінні вертолїт у шляховому відношенні нестійкий. Як правило, він прагне розвернутися ліворуч. На висінні без переміщення вертольота відносно землі в зоні впливу повітряної подушки вихор, утворений взаємодією потоку $НГ$ і вітру (рис. 2.1.13), створює умови, в яких штовхає $РГ$, «набігає» на хвостову балку, втрачає частину тяги внаслідок зменшення відносної швидкості обтікання лопатей і виникнення зриву потоку. Тому при висінні з попутним вітром спостерігається збільшення необхідного відхилення вперед правої педалі (рис. 2.1.13). Для зменшення відхилення педалі на деяких сучасних вертольотах змінено напрям обертання $РГ$, що збільшило запаси по ходу правої педалі при висінні з правим і попутним вітром.

2.1.3.4. Умови й особливості виконання вертикального підйому

Для початку вертикального підйому необхідно, щоб на висінні пілот збільшив загальний крок $HГ$ і тяга стала більше, ніж потрібно для виконання висіння, а саме щоб $Y_H > G$. При порушенні рівноваги вертикальних сил з'явиться вертикальне прискорення:

$$\frac{dV_y}{dt} = g \left(\frac{Y_H - Y_{кр} - G}{G} \right).$$

Але як тільки почне збільшуватися вертикальна швидкість, з'явиться додаткова сила шкідливого опору вертольота, яка буде спрямована вниз. Крім того, зменшиться підйомна сила T_y , тому що зменшаться кути атаки елементів лопатей $HГ$. Отже, зі збільшенням вертикальної швидкості буде зменшуватися перевантаження (n_y), яка при певній вертикальній швидкості дорівнює $n_y = 1$.

Фізично це означає, що прискорення не буде $\frac{dV_y}{dt} = 0$ і досягнута до цього моменту вертикальна швидкість зберігається постійною.

Максимальний надлишок потужності можна отримати біля землі (на рівні моря) при роботі двигунів на злітному режимі. З підйомом на висоту максимальний надлишок потужності зменшується, тому що необхідна потужність $HГ$ падає, а потужність, потрібна для висіння, зростає. Тому при підйомі максимальна вертикальна швидкість зменшується. На висоті статичної стелі вона буде дорівнювати нулю.

Таким чином, сталий режим вертикального підйому можливий після відповідного вертикального розгону вертольота до заданої вертикальної швидкості. Надалі для дотримання умов сталого польоту необхідно витримувати вертикальну швидкість постійною. Витримування вертикальної швидкості вимагає переміщення важеля загального кроку $HГ$ тільки при тривалому виконанні підйому, тому що зі збільшенням висоти порушується рівновага сил. Крім того, це можливо тільки до тих пір, поки є запас потужності двигунів. У міру зменшення запасу (надлишку) потужності подальший вертикальний підйом сповільнюється і вертикальна швидкість поступово зменшується.

Для того щоб припинити вертикальний підйом при підході до заданої висоти висіння, необхідно плавно зменшити загальний крок $HГ$ і погасити вертикальну швидкість до нуля.

Отже, щоб виключити потрапляння вертольота в самовільне зниження при вертикальному підйомі, пілоту необхідно виконувати рекомендації за темпом переміщення важеля «крок–газ» і контролювати зміну обертів $HГ$, не допускаючи їх зменшення.

2.1.3.5. Вертикальне зниження

При вертикальному зниженні вертольота з працюючими двигунами є низка специфічних особливостей, пов'язаних із роботою *НГ*. В аеродинаміці виділяють три основні режими роботи *НГ*. У зв'язку з цим розрізняють і три режими зниження вертольота (рис. 2.1.14): *моторне зниження, вихрове кільце і вертикальна авторотація*.

Режим моторного зниження – це усталене зниження вертольота з малими вертикальними швидкостями (*до 4 м/с*), коли *НГ* працює в умовах, що майже не відрізняються від висіння. Цей режим виконується, як правило, при значеннях загального кроку *НГ*, меншому, ніж на висінні, при цьому двигуни працюють на потужності меншій, ніж потрібно для висіння.

Цей режим зниження набув широкого використання і є одним з основних елементів посадки по-вертолітному, тому що дозволяє виконувати як усталене зниження ($V_y = \text{const}$), так і керування вертикальною швидкістю зниження.

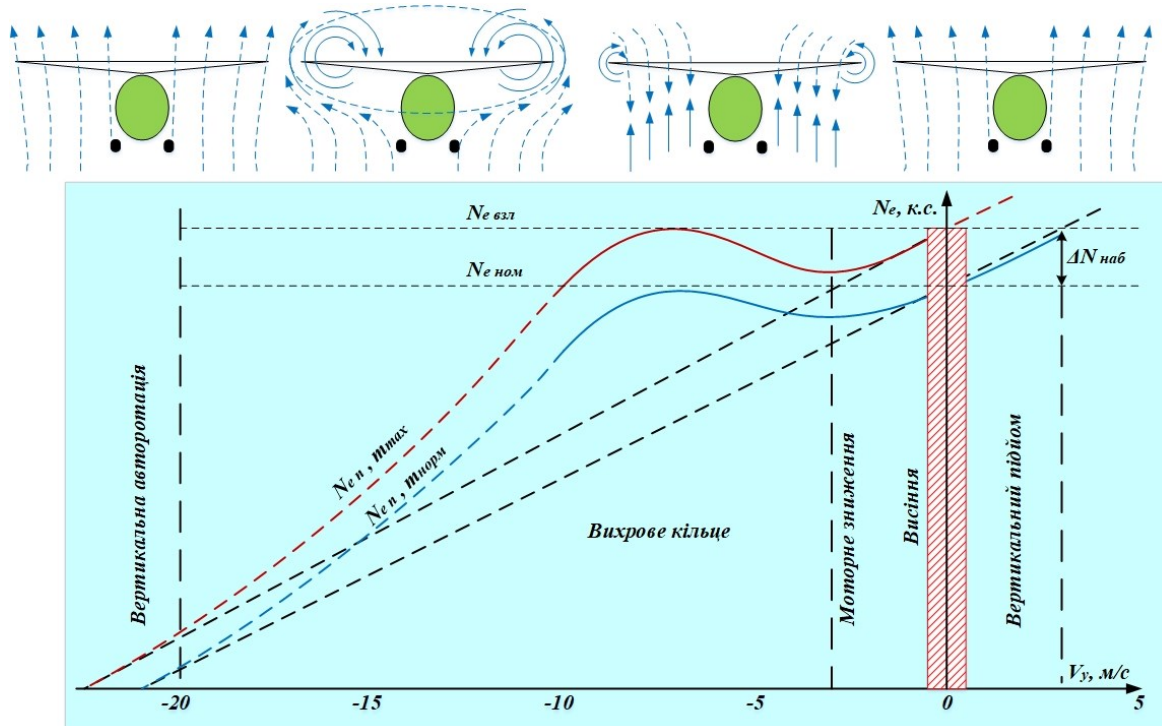


Рис. 2.1.14. Залежність необхідної ефективної потужності двигунів N_e від вертикальної швидкості і маси вертольота на різних вертикальних режимах

Режим вихрового кільця – це вертикальне зниження *НГ* з великою вертикальною швидкістю, при якому *НГ* утворює навколо себе повітряний вихор торіодального типу («бублик»), який отримав назву «вихрове кільце». Вертикальна швидкість зниження залежить від ступеня зменшення загального кроку *НГ* і потужності двигунів. Цей режим унаслідок великої вертикальної швидкості і можливості (*при нестачі потужності*) потрапляння вертольота в нестале мимовільне зниження, а також через збільшене вертикальне зниження при гасінні вертикальної швидкості й велике збільшення потрібної потужності

на обертання *НГ* в льотній практиці експлуатації вертольотів заборонений. Однак у режим вихрового кільця можна потрапити ненавмисно при деяких помилках пілота в техніці пілотування при зльоті, посадці й маневруванні на мінімально допустимих швидкостях і вертикальних режимах.

Режим вертикальної авторотації – це усталене зниження на самообертанні несучого гвинта при повністю задросельованих або відмовлених двигунах. Цей режим унаслідок великої вертикальної швидкості зниження та труднощів у точному визначенні моменту виконання «підриву» для гасіння вертикальної швидкості є небезпечним і для вертольотів заборонений. Однак нестале вертикальне зниження на режимі самообертання *НГ* вимушено виконується при відмові двигунів на висінні і вертикальному підйомі (в небезпечній зоні висіння **10–200 м**), коли пілот практично не в змозі перевести вертоліт на поступальний політ уперед.

2.1.3.5.1. Умови й особливості виконання вертикального зниження

Для початку вертикального зниження необхідно, щоб на висінні зменшилася підйомна сила *НГ* і стала за величиною менше сили тяжіння вертольота. При цьому вертикальне прискорення і величина в дужках буде від'ємною.

$$\frac{dV_y}{dt} = g \left(\frac{Y_H - Y_{кр} - G}{G} \right)$$

Але як тільки почне збільшуватися вертикальна швидкість зниження, відбудеться деяке відновлення підйомної сили за рахунок збільшення кутів атаки елементів лопатей *НГ*.

Виникає особливість при сталому зниженні, незважаючи на те, що кут установки ($\varphi_{ош}$) менше, ніж на висінні, потужність двигунів потрібна бути великою (оберти ротора турбокомпресора більше). Це необхідно враховувати, тому що за певних умов вертикального зниження двигуни можуть працювати на злітній потужності ($N_{e,взл}$) (наприклад, на рис. 2.1.14 при $m_{макс}$, $n_{нв} = const$, $N_{en} = N_{e,взл}$; $V_y = 7 м/с$).

Для виконання вертикального зниження з працюючими двигунами (наприклад, з висіння) необхідно зменшити тягу *НГ* (T_y). В цьому випадку важіль «крок–газ» плавно переміщається вниз із таким розрахунком, щоб не допустити збільшення швидкості більш допустимої за Керівництвом по льотній експлуатації або більше заданої (наприклад, більше **2 м/с**). При цьому слід координовано відхилити вперед ліву педаль і ручку керування ліворуч, щоб зберегти заданий напрямок, не допустити бічних зсувів і чітко витримати вертикальність траєкторії зниження.

Для припинення вертикального зниження треба збільшити силу тяги *НГ*, причому за величиною вона повинна бути більше сили тяжіння вертольота ($T_y > G$). Тільки в цьому випадку з'явиться позитивне вертикальне прискорення і почне зменшуватися вертикальна швидкість.

Зазвичай загальний крок $НГ$ встановлюється навіть трохи більшим, ніж на висінні, і коли вертоліт повністю зупиниться, повертається в положення, відповідне висінню.

При зниженні, коли $НГ$ працює в режимі вихрового кільця, внаслідок утворення зон зриву потоку в районі перерізів лопатей (*кути атаки елементів лопатей близькі до критичних значень*) і через значні втрати на вихреутворення на кінцях лопатей, а також через велику турбулентність самого вихрового кільця поведінка вертольота дуже нестійка.

Характерні ознаки поведінки вертольота при глибокому вході $НГ$ в режим вихрового кільця:

- самовільне збільшення вертикальної швидкості;
- підвищена вібрація всього вертольота;
- зменшення обертів $НГ$ при роботі двигунів на злітному режимі або їх коливання при $N_e < N_{e,взл.}$;
- коливання вертольота по крену і тангажу;
- погіршення керованості і запасів керування важелів загального кроку $НГ$ і правої педалі.

Якщо збереження обертів $НГ$ не забезпечується, можливе подальше самовільне збільшення вертикальної швидкості зниження аж до швидкостей, близьких за величиною до швидкостей зниження на режимі вертикальної авторотації. При зниженні вертольота на режимі вертикальної авторотації $НГ$ приводиться в обертання аеродинамічними силами, що виникають у результаті взаємодії лопатей із повітрям при зменшенні висоти польоту (*витрачання потенційної енергії вертольота*).

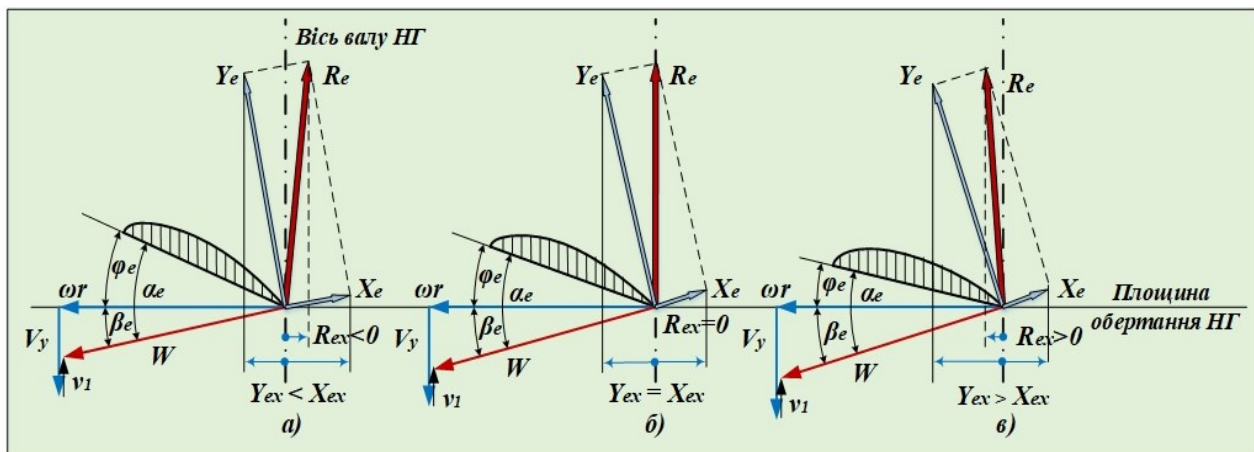


Рис. 2.1.15. Трикутники швидкостей у характерному перерізі лопаті: в умовах уповільненого (а), встановленого (б) і прискореного (в) самообертання $НГ$ при вертикальному зниженні

З рис. 2.1.15 зрозуміло, що для збереження обертів $НГ$ в допустимих межах (після вимкнення двигунів або їх відмови) необхідно зменшити загальний крок $НГ$.

Властивості самообертання $НГ$ будуть залежати від властивостей само-

обертання кожної окремої лопаті. Тому пілот, зменшуючи кут установки (загальний крок) *НГ*, створює необхідні умови для самообертання лопатей.

При переміщенні важеля загального кроку вниз *НГ* буде переходити від уповільненого самообертання до прискореного. В принципі можна при вертикальному зниженні на режимі самообертання, змінюючи загальний крок *НГ*, встановлювати певні оберти, і цьому режиму зниження буде відповідати цілком стала швидкість вертикального зниження (в межах 17–25 м/с).

При зменшенні загального кроку *НГ* (до упору) число обертів не буде зростати безмежно, тому що зі зростанням вертикальної швидкості потужність, що підводиться до *НГ*, збільшується і при створенні підйомної сили *НГ*, що дорівнює за величиною силі тяжіння, вертикальна швидкість стабілізується. Підведення потужності від повітряного потоку стає постійним, і оберти більше не збільшуються. Однак при даній силі тяжіння вертольота це буде максимальна вертикальна швидкість зниження.

При збільшенні загального кроку *НГ* (від мінімального значення) оберти *НГ* дещо падають. При цьому зменшується і вертикальна швидкість зниження. Рух знову стане сталим. З цього, звичайно, не випливає, що можна збільшувати загальний крок *НГ* до будь-якого його значення і завжди при цьому отримувати меншу вертикальну швидкість V_y і відновлення обертів. Навпаки, передчасно завантажувати *НГ* небезпечно, тому що це призведе до різкого його гальмування з одночасним збільшенням вертикальної швидкості зниження.

На режимі самообертання *НГ* підводиться потужність до трансмісії і рульового гвинта і на вертолїт від *НГ* передається крутний момент, який розвертає вертолїт праворуч. Рульовий гвинт повинен створювати силу тяги і відповідний момент для врівноваження крутного моменту. В цьому випадку пілот відхиляє вперед ліву педаль і одночасно ручку керування ліворуч, тому що сила тяги *РГ* порівняно з висінням буде спрямована праворуч (якщо дивитися по польоту), а урівноважуюча її сила T_z повинна бути спрямована ліворуч, щоб не було бічних зсувів.

Крім того, при вертикальному зниженні на режимі авторотації *НГ* пілоту необхідно ще враховувати недостатній шлях гасіння вертикальної швидкості при виконанні «підриву».

Щоб зробити умови виконання «підриву» більш оптимальними, з точки зору забезпечення безпеки приземлення, пілот повинен (якщо є така можливість) переводити вертолїт на розгін поступальної швидкості в бік, вільний від перешкод.

ЛЕКЦІЯ 2.2. РЕЖИМИ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЬОТУ ВЕРТОЛЬОТА

План лекції

- 2.2.1. Горизонтальний політ.
- 2.2.2. Набір висоти за нахиленою траєкторією.
- 2.2.3. Зниження за нахиленою траєкторією.

2.2.1. Горизонтальний політ

Під режимом горизонтального польоту розуміється сталий прямолінійний рух вертольота з постійною швидкістю без набору висоти і зниження. У горизонтальному польоті *НГ* працює в умовах косого обдування. Це більш економічний режим роботи *НГ* порівняно з вісьовим обдуванням, тому що витрати потужності *СУ* є меншими. На режимі горизонтального польоту вертоліт більш стійкий, має великі запаси керування, особливо на середніх швидкостях польоту. Однак зі збільшенням швидкості зростає шкідливий опір фюзеляжу і політ на швидкостях, близьких до максимальної, є напруженим як для *НГ*, так і для всієї конструкції вертольота.

У практичній аеродинаміці вертольотів розрізняють наступні основні характерні швидкості горизонтального польоту: *мінімальну, економічну, крейсерську і максимальну* (рис. 2.2.1).

2.2.1.1. Характерні швидкості горизонтального польоту

1. Мінімальна швидкість ($V_{\min}$) – це найменша швидкість, на якій вертоліт ще утримується в горизонтальному польоті на даній висоті при максимальному режимі роботи двигунів.

На рис. 2.2.1 точки перетину кривих розрахункових і необхідних потужностей за висотами визначають можливості висіння і польоту на мінімальній швидкості ($V_{\min}$).

2. Економічна швидкість ($V_{\text{ек}}$) – це швидкість усталеного горизонтального польоту, при якій потрібна мінімальна потужність двигунів. З точки зору практичної аеродинаміки, така швидкість досить універсальна.

При польоті на *економічній швидкості* ($V_{\text{ек}}$) забезпечуються найбільші запаси поздовжнього, поперечного і шляхового керування, а також і запас за кутом установки *НГ* від його збалансованого положення до використання зльотної потужності двигунів. Для цієї швидкості характерний максимальний запас (*надлишок*) потужності при виконанні встановленого горизонтального польоту. Наявний у цьому випадку максимальний надлишок потужності можна реалізувати для отримання максимальної вертикальної швидкості усталеного набору висоти за нахиленою траєкторією. Тому економічна швидкість є одночасно і найвигіднішою швидкістю ($V_{\text{н,наб}}$) усталеного набору висоти за нахиленою траєкторією (*швидкість максимальної скоропідйомності*).

При виконанні горизонтального польоту на *економічній швидкості* ($V_{ек}$) досягається найбільша тривалість польоту.

При виконанні встановленого зниження за нахиленою траєкторією на *економічній швидкості* ($V_{ек}$) при постійному (зменшеному порівняно з горизонтальним польотом) значенні потужності, а також і при зниженні на режимі самобертання *НГ* забезпечує мінімальну вертикальну швидкість. Тому політ на зниження на *економічній швидкості* ($V_{ек}$) іноді називають *найви-гіднішою швидкістю зниження (планування)*.

Зазвичай економічну швидкість указують для нормальної зльотної маси ($m_{норм}$) вертольота.

Від зміни польотної маси вертольота значення економічної швидкості знаходиться за такою залежністю:

$$V_{ек} = V_{ек.норм} \sqrt{\frac{m}{m_{норм}}}.$$

При незначних змінах маси цією поправкою можна знехтувати. При збільшенні шкідливого опору вертольота (*при одній і тій же масі*), наприклад за рахунок зовнішньої підвіски озброєння або вантажу на тросі і *т.п.* значення економічної швидкості трохи зменшується, тому що в цьому випадку збільшується потужність на виконання руху. З практики відомо, що під час перевезення вантажів на зовнішній підвісці економічніший політ на меншій швидкості, ніж $V_{ек}$, на **5–10 км/год**.

Зі збільшенням висоти польоту, як правило до **3000 м**, економічна швидкість за приладом (*індикаторна*) залишається незмінною. Змінюється тільки її справжнє значення. На великих висотах економічна швидкість зменшується внаслідок збільшення профільної потужності (*зриву потоку з лопатей*).

3. Крейсерська швидкість – це швидкість усталеного горизонтального польоту, при якій досягається максимальна дальність польоту вертольота.

4. Максимальна швидкість горизонтального польоту – це найбільша швидкість усталеного горизонтального польоту при використанні максимальної потужності двигунів. Максимальна швидкість ($V_{макс}$) обумовлюється залежністю необхідних і розрахункових потужностей. На *рис. 2.2.1* точки перетину кривих потрібних і наявних потужностей визначають значення максимальної швидкості ($V_{макс}$) за висотою.

Мінімальна і максимальна швидкості горизонтального польоту за висотами визначають у цілому діапазон можливих швидкостей і висот польоту вертольота.

2.2.1.2. Діапазон швидкостей і висот польоту вертольота

1. Мінімальна швидкість польоту ($V_{мін}$) змінюється, як показано на *рис. 11.2.1*, лінія *аб*. До висоти статичної стелі (*НСТ, точка а*) при $m_{норм}$ і стандартних умовах (*МСА*) вертоліт може виконувати горизонтальний політ на приладовій

швидкості ($V_{np} = 0$), т. ч. на мінімальній швидкості ($V_{min} = 0$). На висоті понад статичну стелю (H_{cm}) для висіння не вистачає розрахункової потужності (*і тяги*), тому горизонтальний політ можливий тільки на поступальній швидкості, а саме коли *НГ* переходить на косу обдувку і можливості його зі створення тяги при злітній потужності двигунів збільшуються. При польоті на мінімальній швидкості (V_{min}) при $H > H_{cm}$ відсутні запаси по потужності *СУ* і, як правило, дуже малі запаси по шляховому керуванню, а також обмежено час роботи двигунів на злітному (максимальному) режимі. Політ у цьому випадку на деяких вертольотах супроводжується підвищеним рівнем тряски, можливий самовільний рух вертольота.

2. Максимальна швидкість польоту (V_{max}) змінюється, як показано на *рис. 2.2.1, лінія бвг*). Вона обмежена в основному з двох причин:

2.1. Через зрив потоку з лопатей *НГ* (*рис. 2.2.1, лінія бв*). Зі збільшенням швидкості і висоти польоту на лопаті, що відступає (в азимутах $270-300^\circ$) внаслідок збільшення швидкості змаху вниз і роботи регулятора змаху місцеві кути атаки стають близькими до критичних, у результаті чого порушується плавність обтікання профілів лопаті в цьому секторі і утворюється зрив потоку.

Крім того, для деяких вертольотів характерне утворення зриву потоку і в зоні зворотного обтікання (азимут 270°), і в зоні надзвукового обтікання (азимут 90°). По суті, зрив потоку – одна з головних причин обмеження максимальних швидкостей польоту для всіх вертольотів на висотах понад **1000–1500 м**. Політ на цих швидкостях і відповідних їм висотах супроводжується підвищеною тряскою (вібрацією) всього вертольота, мимовільним креном його праворуч, розгойдуванням у поздовжньому і особливо в поперечному напрямках, а також загальним погіршенням стійкості і керованості. Підвищена вібрація вертольота під час польоту на цих швидкостях свідчить про великі місцеві знакоперемінні навантаження лопатей *НГ* і системи керування.

2.2. Через максимальну розрахункову потужність силової установки при роботі двигунів на злітному режимі – по $N_{e,взл}$ (*рис. 2.2.1, крива вг*). При польоті на цих швидкостях $N_p = N_{zn}$ і вертоліт не може збільшити швидкість у горизонтальному польоті через відсутність запасу потужності і тяги *НГ*. Політ на цих швидкостях і висотах обмежений також за часом роботи двигунів на злітному режимі.

Завдяки конструктивному рішенню сучасні вертольоти в льотній експлуатації не мають обмежень максимальних швидкостей польоту за флатером лопатей несучого і рульового гвинтів, а також крила на тих вертольотах, де воно встановлюється. Зазвичай швидкості, за яких можливе виникнення флатера, перевищують максимальну, обмежену розрахунковою потужністю *НГ*, на **100–150 км/ч**. Вони визначаються *розрахунковим шляхом* і потім перевіряються при випробуваннях на моделях.

Найбільша висота польоту (*точка б*), де мінімальна швидкість майже дорівнює максимальній і немає надлишку потужності, називається динамічною стелею (H_{din}) вертольота.

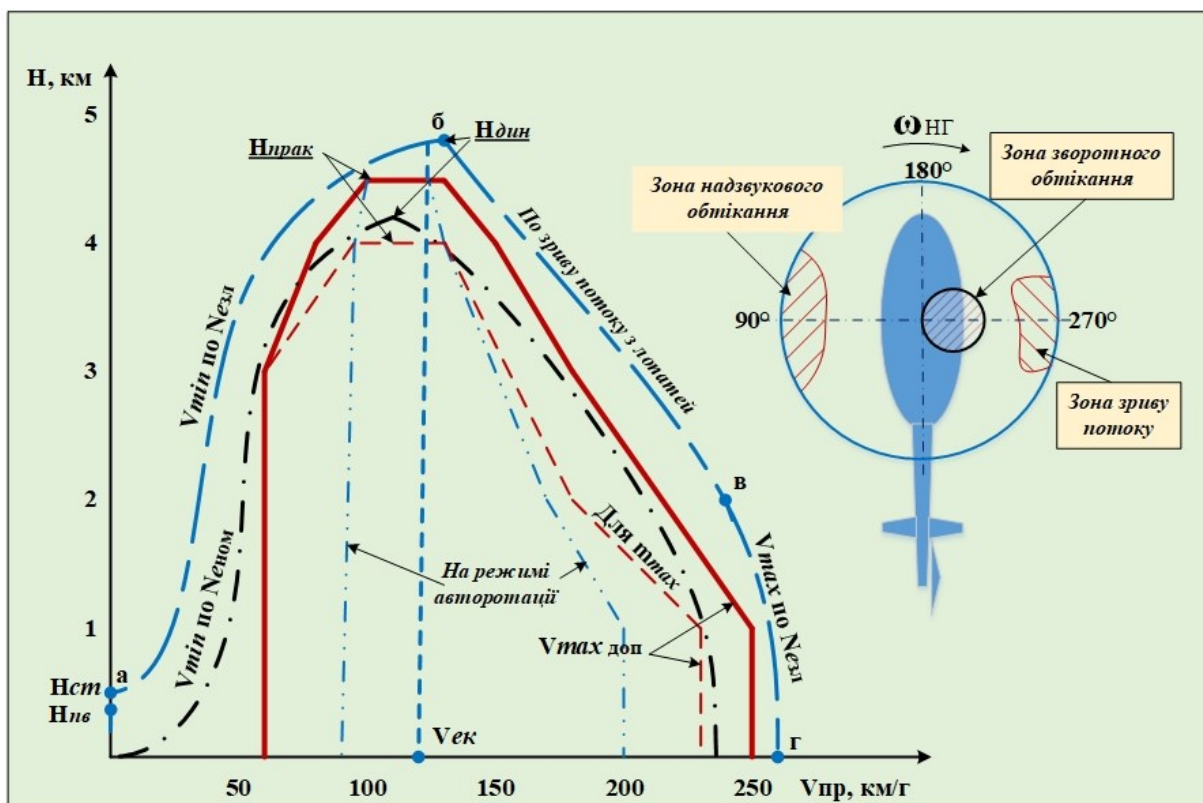


Рис. 2.2.1. Діапазон швидкостей і висот польоту вертольота Мі-8 (з нормальною злітною масою $M_{\text{норм}}$)

Практичне досягнення динамічної стелі вертольота представляє певну складність, тому що час набору цієї висоти значно перевищено час роботи двигунів на злітному режимі і, крім того, ускладнюється техніка пілотування у зв'язку з близькістю обмежень за зривом потоку з лопатей і відсутністю запасу по потужності СУ.

Діапазон висот і швидкостей польоту вертольота змінюється залежно від різних факторів: польотної маси вертольота, атмосферних умов (*тиску, температури, вітру, турбулентності атмосфери*), режиму роботи двигунів і оборотів НГ.

1. Зміна маси вертольота порівняно з нормальною позначається на зміні потрібної величини підйомної сили НГ і, отже, потрібної потужності НГ.

Збільшення маси вертольота веде до зменшення висоти статичної стелі вертольота. При цьому знижується і межа мінімальних швидкостей польоту (рис. 2.2.1). Крім того, збільшення маси вертольота при збереженні висоти польоту, коли потужність $N_{e, \text{взл}} = \text{const}$, веде до необхідності підвищення мінімальної швидкості польоту і зменшення максимальної. Тут суворої математичної залежності немає, але це видно по зміні потрібної потужності для горизонтального польоту (рис. 2.2.1, а)). Практично найбільш відчутно скорочується діапазон швидкостей і висот польоту зі збільшенням маси вертольота за рахунок зменшення статичної і динамічної стелі вертольота (приблизно, збільшення маси на **100 кг** вище нормальної зменшує висоту статичної і динамічної стелі на **100 м**).

2. Вплив атмосферних умов. Діапазон швидкостей і висот польоту вертольота визначається для стандартних атмосферних умов, відповідних міжнародній стандартній атмосфері (*МСА*). У реальних умовах на тій чи іншій висоті польоту як температура, так і тиск повітря можуть відрізнятися від *МСА*. Це, у свою чергу, веде до зміни масової щільності повітря, а значить і сил, що діють на вертоліт. При виконанні польотів поблизу обмежень необхідно для визначення висоти встановлювати на барометричному приладі тиск **760 мм рт. ст.** Зміна тиску на висоті (відносно *МСА*) веде до зміни тільки істинної висоти польоту над місцевістю прольоту, а приладова висота буде відповідати стандартним умовам. Тому зміну масової щільності потрібно враховувати тільки залежно від температури зовнішнього повітря, відмінної від стандартної для даної висоти.

Збільшення температури порівняно зі стандартною на даній висоті веде до зменшення масової щільності повітря, отже, падає розрахункова і зростає необхідна потужність (*рис. 2.2.1, б*)), в результаті знижується висота статичної і динамічної стелі і в цілому скорочується діапазон швидкостей і висот польоту.

3. Турбулентність атмосфери викликає наявність певних запасів по потужності силової установки, з тим щоб забезпечити безпеку польоту. Це веде до збільшення мінімальних і до зменшення максимальних швидкостей польоту. В цілому політ в умовах інтенсивної бовтанки є достатньо складним за технікою пілотування, і це необхідно враховувати, скорочуючи діапазон швидкостей і висот польоту вертольота.

4. Вплив режиму роботи двигунів. Діапазон висот і швидкостей польоту вертольота скорочується, якщо двигуни працюють не на злітному, а, наприклад, на номінальному режимі. Знижений режим роботи двигунів зменшує значення розрахункової потужності для *НГ*. При цьому зменшується висота статичної і динамічної стелі вертольота, а саме значно скорочуються висотно-швидкісні властивості вертольота. На *рис. 2.2.1* штрих-пунктирною лінією показаний діапазон висот і швидкостей польоту вертольота при використанні номінального режиму роботи двигунів і для нормальної злітної маси вертольота.

5. Зміна обертів *НГ* порівняно зі встановленими для заданого (злітного) режиму роботи двигунів впливає на величину сили тяги і необхідну потужність *НГ*.

Зменшення обертів *НГ* веде до зменшення тяги *НГ*. Це можна компенсувати тільки збільшенням коефіцієнта тяги *НГ* ($C_{тн}$), а саме за рахунок збільшення загального кроку *НГ*. Як правило, збільшення загального кроку ($\phi_{ом}$) приводить до певного зростання потрібної потужності на обертання *НГ* і зниження статичної стелі за умови, що є достатній запас ходу правої педалі. Справа в тому, що зменшення обертів *НГ* істотно знижує і величину сили тяги *РГ*. У результаті падіння тяги *РГ* збільшується запас ходу вперед правої педалі, що приводить (*при знижених запасах по ходу правої педалі*) до постановки її на упор. На статичній стелі це може привести до такого явища, як самовільний розворот вертольота ліворуч. При розвороті вертольота ліворуч потрібна потужність на обертання *РГ* ще додатково збільшується, що приводить, у свою чергу, до додаткового відбору потужності від *НГ* і до ще більшого зменшення його обертів, компенсувати яке збільшенням загального кроку *НГ* виявляється неможливим, і вертоліт починає

мимоволі знижуватися. Отже, на максимальних швидкостях польоту падіння обертів *НГ* веде до зменшення максимальної швидкості ($V_{\text{макс}}$) як на висотах, де вона обмежується розрахунковою потужністю, так і вище, де обмеження викликані зривом потоку з лопатей, що відступають, через збільшення загального кроку *НГ* і потужності горизонтального польоту ($\phi_{\text{ош}}$ і N_{zn}). Тому зменшення обертів *НГ* при польоті на швидкостях, близьких до максимальної, небажано. Приблизно можна вважати, що зменшення обертів *НГ* на 1 % (за вказівником) знижує максимальну швидкість майже на 10 км/год.

Польоти на швидкостях і висотах, що обмежують їх діапазон, вважаються польотами на критичних режимах і в льотній практиці, як правило, заборонені, тому що для їх виконання пілот не має достатніх запасів по потужності *СУ* і керування, тому можливі мимовільні рухи вертольота, які загрожують безпеці польотів.

На *рис. 2.2.1*, як приклад, показаний експлуатаційний діапазон швидкостей і висот польоту вертольота *Ми-8* з нормальною польотною масою ($M_{\text{норм}}$) для стандартних умов (*суцільна лінія*). При порівнянні діапазону можливих швидкостей і висот польоту (*лінія абвг*) з експлуатаційним видно, що на всіх висотах є певний запас по швидкості польоту. При наявному запасі по швидкості і висоті, а саме по потужності *СУ* і керування, пілот може ненавмисно вийти за обмеження, якщо не буде контролювати швидкість, висоту й інші умови польоту. При певному (*негативному*) поєднанні деяких експлуатаційних факторів (*збільшення польотної маси, підвищення тем-ператури, зменшення тиску повітря, обертів НГ тощо*) можливе таке ско-рочення діапазону можливих швидкостей і висот польоту, що він стає рівним *експлуатаційному*. В цьому випадку політ на межі експлуатаційного діапазону може супроводжуватися тими ж явищами, що і при польоті на межі діапазону можливих швидкостей і висот польоту.

Якщо пілот буде нехтувати врахуванням цих експлуатаційних факторів, він може ненавмисно потрапити в умови, аналогічні польоту на критичному режимі, тому в *Керівництві по льотній експлуатації* вказується експлуатаційний діапазон швидкостей і висот польоту для максимальної злітної маси вертольота (*рис. 2.2.1*). Отже, пілот, крім контролю швидкості і висоти польоту, змушений урахувати різні експлуатаційні фактори та знати особливості поведінки вертольота під час польоту на критичному режимі, щоб своєчасно прийняти правильне рішення і не допустити розвитку аварійної ситуації в польоті, зокрема при польоті на межі діапазону можливих швидкостей і висот польоту.

6. Мінімально допустима швидкість горизонтального польоту ($V_{\text{мін-дон}}$) обмежена *Керівництвом по льотній експлуатації* через забезпечення необхідних запасів потужності і керування для запобігання потраплянню вертольота в мимовільні зниження і розворот через можливі помилки пілота в техніці пілотування, такі як перенавантаження *НГ*, різке збільшення загального кроку *НГ* без урахування прийомистості двигунів, запізнювання зі своєчасним збільшенням загального кроку *НГ* при гальмуванні та інше. Тому при ненавмисному зменшенні швидкості менше мінімально допустимої, особливо на висотах вище статичної стелі, необхідно негайно перевести вертоліт *НГ* на розгін і, якщо є

запас потужності CU , плавно збільшити загальний крок $НГ$ до злітного режиму.

Однак зменшення швидкості менше мінімально допустимої ($V_{\min, \text{дон}}$) дозволяється за Керівництвом по льотній експлуатації тільки при польоті на стелі висіння і нижче для даної (граничної) маси вертольота, визначеної за номограмами, при виконанні спеціальних завдань (наприклад, рятувальних робіт з висіння, висадки десанту тощо) і при посадці по-вертолітному.

Для деяких типів вертольотів можливі й інші причини обмежень мінімально допустимої швидкості польоту. Крім того, можливе обмеження мінімально допустимої швидкості ($V_{\min, \text{дон}}$) при польоті на швидкостях менше **40 км/год** через нестійкість показань приладу повітряної швидкості, внаслідок складності визначення швидкості візуально по землі при висінні на висотах понад **200 м** тощо.

7. Максимально допустима швидкість горизонтального польоту ($V_{\max, \text{дон}}$) обмежена Керівництвом по льотній експлуатації для забезпечення необхідного запасу керування, по віброміцності елементів конструкції вертольота, а також на випадок можливих помилок у техніці пілотування, таких як різке переміщення ручки керування на себе, різке збільшення загального кроку $НГ$, ковзання тощо.

Тому при ненавмисному збільшенні швидкості більше максимально допустимої для даної висоти польоту, особливо на висотах, де основною причиною обмеження є зрив потоку і можливі мимовільний нахил вертольота праворуч («валежка»), збільшення тряски, «затягування» в пікірування, слід негайно зменшити швидкість польоту, для чого необхідно спочатку зменшити загальний крок $НГ$, а потім плавно перевести вертоліт у набір висоти. При польоті на максимально допустимій швидкості ($V_{\max, \text{дон}}$) для запобігання значному розвитку зриву потоку і збереження достатньо прийнятних умов по стійкості і керованості, а також для зниження рівня вібрацій вертольота необхідно дотримуватися таких умов:

- при польотах на висотах, як правило, вище **1000 м** не можна допускати зниження обертів $НГ$ менше мінімально допустимих;
- при маневруванні не можна різко переміщати ручку керування на себе і збільшувати надмірно загальний крок $НГ$;
- при виконанні польоту в умовах сильної атмосферної турбулентності швидкість за приладом повинна бути менше максимально допустимої.

Виходячи зі складності техніки пілотування при виконанні польоту на динамічній стелі для кожного типу вертольота в Керівництві по льотній експлуатації вказується максимально допустима висота польоту з даною (нормальною або максимальною) масою. Ця висота називається практичною стелею вертольота ($H_{\text{прак}}$). При виконанні польоту на практичній стелі пілот має необхідний запас швидкості (рис. 2.2.1), приладової швидкості ($V_{\text{пр}} = 90\text{--}130$ км/год) і потужності CU для витримування встановленого режиму горизонтального польоту.

Політ на межі експлуатаційного діапазону швидкостей і висот польоту вважається польотом на граничному режимі, і перевищення встановлених обмежень забороняється.

2.2.1.3. Перший і другий режими усталеного горизонтального польоту

Залежно від швидкості усталений горизонтальний політ може виконуватися на *першому* або *другому* режимах. Необхідність такого поділу усталеного польоту пов'язана з низкою важливих особливостей поведінки вертольота, які пілоту необхідно враховувати при пілотуванні.

Рівновага сил тяги $HГ$, шкідливого опору і сили ваги вертольота в умовах прямолінійного горизонтального польоту на різних швидкостях польоту може бути стійкою і нестійкою за умови витримування пілотом ручки керування, відсутності вертикальної швидкості ($V_y = 0$).

З графіка зміни потрібних і наявних (*що розвиваються*) несучим гвинтом тяг (рис. 2.2.2) видно, що при підведенні до $HГ$ однієї і тієї ж потужності $N_{подп}$ (загальний крок $HГ$ постійний) усталений горизонтальний політ може виконуватися як на попередній швидкості, так і на швидкості V_I (точки перетину потрібної і такої, що розвивається, тяг $HГ$ *а* і *б*).

На швидкості V_I (*перший режим*) в точці *А* рівновага сил $T_{розв}$ і $T_{ГП}$ стійка, тому що при випадковій зміні швидкості порівняно із заданою відбувається така взаємна зміна рушійної сили $HГ$ T_x і шкідливого опору вертольота X_v , що вертоліт без зміни положення важеля загального кроку $HГ$ відновлює вихідну швидкість польоту. При цьому пілот, керуючи вертольотом, зберігає тільки горизонтальність траєкторії ($V_y = 0$). Наприклад, при вході в зустрічний потік повітря (*зустрічний порив вітру*) швидкість за приладом ($V_{пр}$) через короткий проміжок часу відновиться до колишньої величини, але вертоліт щодо землі буде летіти з меншою шляховою швидкістю.

При польоті на швидкості V_{II} (точка *Б*) цього вже не спостерігається. При випадковій зміні швидкості польоту $V_{пр}$ вертоліт під дією зміненого співвідношення поздовжніх сил буде йти від початкового значення швидкості польоту за умови, що загальний крок $HГ$ залишається постійним і пілот ручкою керування суворо витримує горизонтальність траєкторії ($V_y = 0$). При випадковому збільшенні швидкості, наприклад при вході в зустрічний потік повітря, швидкість за приладом збільшиться і вертоліт почне розганятися, поки не вийде на швидкість V_I першого режиму, де розрахункова тяга буде дорівнювати потрібній.

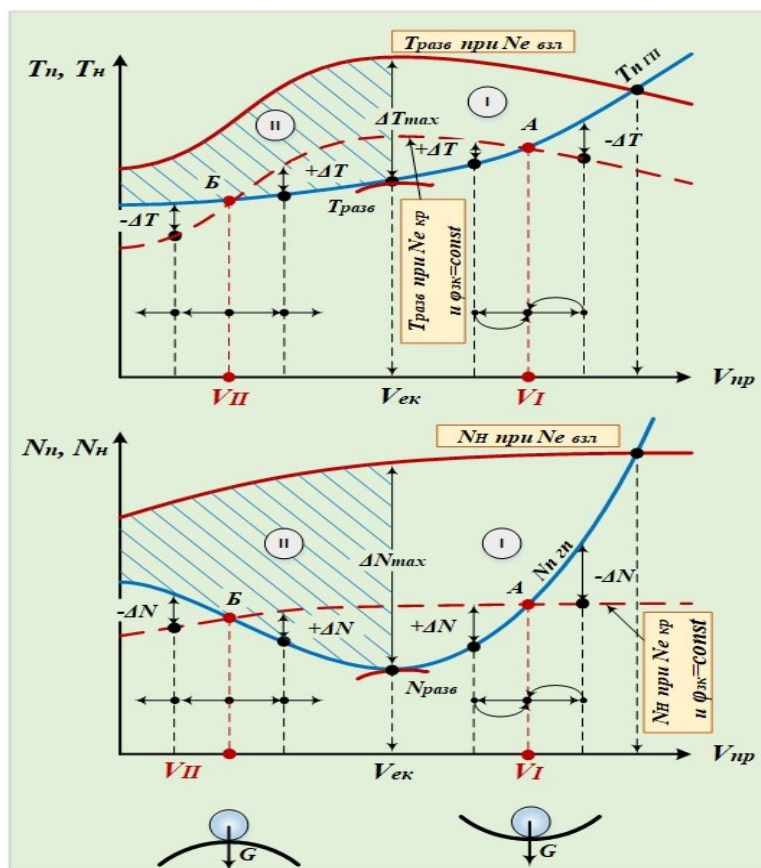


Рис. 2.2.2. Схема I та II режимів усталеного горизонтального польоту на кривих потрібних і наявних тяг і потужностей

З наведеного прикладу видно, що для відновлення початкового значення швидкості приладової швидкості ($V_{пр}$) в процесі витримування встановленого горизонтального польоту необхідно змінювати положення загального кроку $НГ$, з тим щоб зберегти необхідну рівновагу поздовжніх сил при випадковому його порушенні. Іншими словами, якщо при виконанні встановленого горизонтального польоту в області першого режиму при випадковій зміні швидкості немає необхідності змінювати значення загального кроку $НГ$ («переміщати важіль «крок-газ»), то при виконанні польоту в області другого режиму при випадковій зміні швидкості необхідно змінити загальний крок $НГ$, щоб своєчасно відновити порушену рівновагу сил.

Таким чином, для виконання встановленого польоту на швидкостях другого режиму (порівняно з польотом на першому режимі) можна виділити наступні характерні особливості:

1) при дотриманні горизонтального польоту випадкова зміна швидкості викликає необхідність негайного переміщення важеля загального кроку $НГ$, щоб забезпечити збереження швидкості й горизонтальності траєкторії (при випадковому збільшенні швидкості спільний крок $НГ$ необхідно зменшити і при поверненні до вихідної швидкості повернути його у вихідне балансувальне положення, а при зменшенні – збільшити і також при поверненні до вихідної швидкості повернути в початкове положення), а саме доводиться виконувати

постійно подвійні рухи важелем загального кроку *НГ*, особливо при польоті в неспокійній атмосфері;

2) зменшення швидкості в горизонтальному польоті від вихідної надалі супроводжується прогресуючим падінням тяги, що розвивається *НГ* і зростанням інтенсивності гальмування, особливо якщо пілот при постійному кроці *НГ* намагатиметься однією ручкою керування за рахунок збільшення кута тангажа зберегти горизонтальність траєкторії ($V_y - 0$);

3) сталий горизонтальний політ виконується при подвійних рухах важелем «*крок-газ*», що додатково порушує оптимальні умови роботи двигунів і веде до підвищеної витрати палива. Межею, що розділяє сталі режими горизонтального польоту на перший і другий, є економічна швидкість ($V_{ек}$). При швидкостях польоту, менших за економічну, горизонтальний сталий політ здійснюється на другому режимі. При пілотуванні вертольота на швидкостях другого режиму слід уважніше контролювати швидкість і висоту, тому що при зменшенні швидкості (якщо пілот не збільшить крок *НГ*) вертоліт утрачає висоту. Це особливо небезпечно при польоті на гранично малих висотах. Хоча поділ на перший і другий режими належить до усталених режимів польоту, однак при невстановлених режимах усе ж виявляються такі особливості,

У льотній практиці при гасінні швидкості в горизонтальному польоті ($V_y = 0$) пілоту необхідно враховувати, що при зменшенні швидкості від максимальної до економічної спільний крок *НГ* слід зменшувати, а при подальшому зменшенні швидкості менше $V_{ек}$, навпаки, збільшувати. Причому збільшувати загальний крок *НГ* необхідно своєчасно з урахуванням прийомистості двигунів.

Інтенсивність горизонтального гальмування в діапазоні швидкостей першого режиму зменшується в міру падіння швидкості до економічної швидкості ($V_{ек}$), і гальмування може припинитися, якщо крок зменшений до балансувального положення, відповідного польоту, наприклад, на економічній швидкості ($V_{ек}$), а в діапазоні швидкостей другого режиму, навпаки, зростає.

На практиці деякі пілоти часто плутають особливості рівноваги сил на першому і другому режимах зі статичною стійкістю по швидкості. Тут є суттєва різниця, на яку слід звернути увагу.

При визначенні статичної стійкості по швидкості в основу покладено дослідження рівноваги поздовжніх моментів, що визначає реакцію вертольота по тангажу, на зміну швидкості, коли пілот у керування не втручається.

При визначенні та розподілі режимів усталеного польоту на перший і другий в основу покладено дослідження стійкості рівноваги поздовжніх сил, що визначають рух вертольота уздовж траєкторії при незмінному загальному кроці *НГ*, але за умови, що пілот увесь час ручкою керування балансує вертоліт на даному режимі ($T_y = G$ і $V_y - 0$), а саме керує вертольотом.

Таким чином, якщо статична стійкість по швидкості розкривала особливості техніки пілотування ручкою керування, то перший і другий режими додатково розкривають особливості техніки пілотування важелем загального кроку *НГ*.

Найбільш складні умови з техніки пілотування при дотриманні заданого усталеного режиму по швидкості характерні для польоту в умовах поривів вітру

на статично нестійкому по швидкості вертольоті в діапазоні швидкостей другого режиму.

2.2.1.4. Умови й особливості виконання горизонтального польоту

Для горизонтального польоту швидкість обирається з вимог і умов завдання: чи буде це політ для досягнення найбільшої дальності або найбільшої тривалості, або це політ, на який необхідно витратити мінімальний час, тощо. За обраними швидкостями, висотою польоту і польотною масою пілот установлює заданий режим польоту. При дотриманні заданого режиму він виконує умови рівноваги, балансує вертоліт, а саме відхиляє важелі керування в певне балансувальне положення, що відповідає даній центровці, швидкості і висоті польоту, і потім невеликими відхиленнями їх витримує сталий режим польоту (рис. 2.2.3). Керувати вертольотом при дотриманні заданого режиму необхідно координовано і доцільно політ виконувати без ковзання (з невеликим креном $\gamma_{\text{нв}}$ у той чи інший бік). Цей балансувальний крен, що виключає ковзання, одночасно не повинен створювати і розворот, а саме курс повинен бути постійним, а за відсутності бічного вітру не повинно бути і зносів у той чи інший бік. Політ без ковзання, з енергетичної точки зору, більш вигідний, тому що витрати потужності менше (*менше шкідливий опір вертольота*). При цьому, якщо виконати всі зазначені умови, показчик повороту і ковзання, встановлений в кабіні пілота по вісі вала НГ, буде показувати при невеликому нахилі праворуч наявність правого ковзання (*кульку на 1/8 діаметра праворуч від нейтралі*). Якщо ж пілот спробує при правому крені «загнати» кульку в центр, а саме відхилить уперед праву педаль, то в результаті вийде координований розворот праворуч і курс буде збільшуватися. Іншими словами, особливістю одногвинтових вертольотів потрібно вважати нормальне відхилення кульки від нейтралі при балансувальному значенні крену, тому що це є результатом крену, а не ковзання. Звичайно, якщо крен ще збільшити і одночасно домагатися, щоб не змінювався курс польоту, можливий уже політ із правим ковзанням і кулька піде на половину свого діаметру від центру.

На тих вертольотах, де є конструктивний нахил вісі вала НГ праворуч на кут $2,5^{\circ}$ від вертикалі до підлоги кабіни екіпажу (*причому авіагоризонт і показчик повороту і ковзання встановлені не по вісі вала НГ, а по вертикалі до підлоги кабіни*), політ без крену і при положенні кульки в центрі виконується без ковзання тільки на тих швидкостях, на яких балансування кут крену по вісі НГ дорівнює $2,5^{\circ}$. На інших швидкостях можливий лівий крен за вказівником крену і тангажа (*або по авіагоризонту*), отже, при його усуненні політ виконується з правим ковзанням, а при дотриманні ще й кульки в центральному положенні відбувається невеликий правий розворот. Ці особливості слід враховувати при польоті за приладами в закритій кабіні й у складних ме-теоумовах. При пілотуванні одногвинтових вертольотів зазвичай не «ганяються за кулькою», а прагнуть витримати курс.

Витримування встановленого горизонтального польоту на швидкостях другого режиму має свої особливості, які необхідно враховувати пілоту в

інтересах безпеки, особливо при польотах на гранично малих висотах в умовах сильної турбулентності атмосфери і поривчастого вітру.

При випадковому збільшенні швидкості польоту, щоб не було набору висоти і подальшого розгону, пілот повинен своєчасно перемістити вниз важіль «крок-газ», дотримуючись при цьому координації і певної відповідності рухів важелями керування для збереження висоти і напрямку польоту.

Якщо з яких-небудь зовнішніх причин швидкість польоту зменшилася, щоб не допустити зниження і падіння швидкості, пілот повинен своєчасно перемістити важіль «крок-газ» угору, також дотримуючись координації і відповідності рухів іншими важелями керування.

Після того як швидкість відновиться до заданої, необхідно плавно перемістити важіль «крок-газ», ручку керування й педаль в початкове положення.

Виконання польоту на швидкостях першого режиму, а саме на швидкостях вище економічної, більш просте. Після ретельного балансування вертольота на заданому режимі й зняття навантаження з ручки керування і педаль (тримання) на деяких вертольотах можна «кинути» керування (в тому числі і важіль «крок-газ») і вертоліт протягом досить тривалого часу (до 1–2 хв) здатний зберігати заданий йому режим польоту.

Техніка пілотування при дотриманні режиму ще більш спрощується при виконанні польоту з увімкненим автопілотом або САУ. За пілотом залишається тільки функція контролю і періодичного балансування.

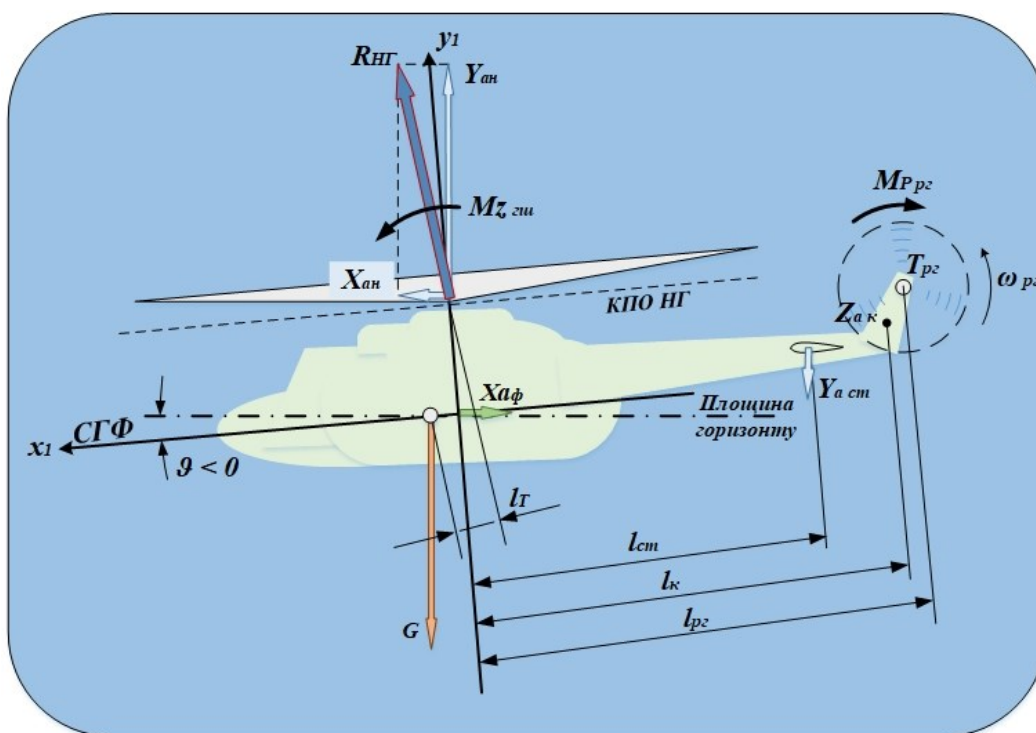


Рис. 2.2.3. Схема сил і моментів, що діють на вертоліт у сталому горизонтальному польоті

2.2.2. Набір висоти за нахиленою траєкторією

Набір висоти за нахиленою траєкторією є основним видом набору висоти вертольотом і застосовується у всіх випадках, коли дозволяють умови. Такий набір висоти порівняно з вертикальним підйомом економічніший, тому що *НГ* працює в режимі косого обтікання. На цьому режимі можна отримати най-більшу вертикальну швидкість усталеного набору і досягти динамічної стелі польоту вертольота, яка зазвичай у кілька разів більше статичної.

2.2.2.1. Умови й особливості виконання набору висоти

Техніка пілотування на даному режимі майже не відрізняється від виконання горизонтального польоту. Різниця тільки у величині потрібної потужності (*потрібного значення загального кроку НГ*), яка завжди при наборі висоти трохи більше, ніж для таких же умов горизонтального польоту. З підйомом на висоту необхідно враховувати висотність двигунів, тому що при зменшенні їх потужності пілоту доводиться відповідно зменшувати загальний крок *НГ*, щоб оберти *НГ* залишалися в межах допустимих.

Для початку виконання набору висоти слід збільшити тягу *НГ* ($T_{нв}$) (рис. 2.2.4). З цією метою пілот збільшує загальний крок *НГ* і підводить додаткову потужність (*створює надлишок потужності*). При цьому збільшується підйомна сила (T_y), зростає нормальне перевантаження і траєкторія вертольота викривляється вгору. Після досягнення заданої вертикальної швидкості необхідно припинити подальше викривлення траєкторії, для чого пілот віддає ручку керування від себе. Збалансувавши вертоліт на траєкторії відповідним відхиленням важеля «крок–газ», ручки керування і педалей, пілот витримує постійними вертикальну й поступальну швидкості за траєкторією.

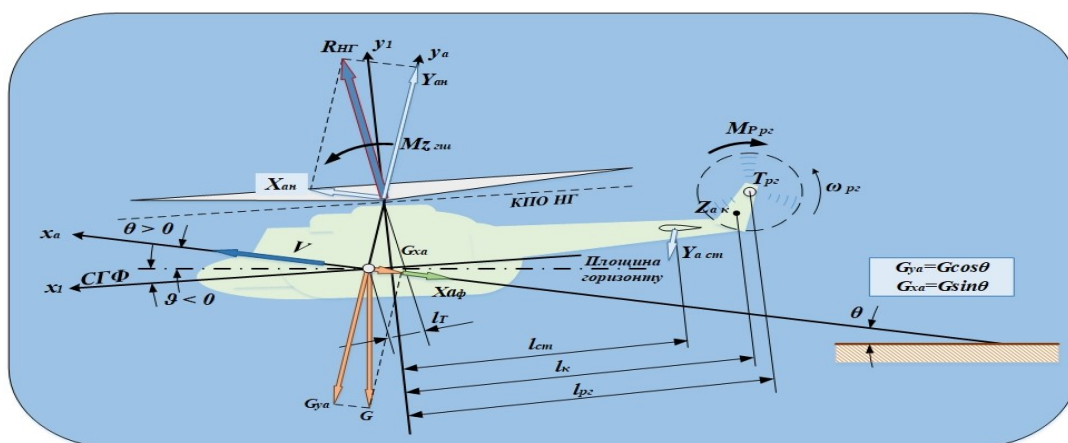


Рис. 2.2.4. Схема сил і моментів, що діють на вертоліт у сталому наборі висоти за нахиленою траєкторією

Режим набору висоти за нахиленою траєкторією може виконуватися на різних швидкостях польоту вертольота. На рис. 2.2.5 показані основні, характерні для усіх вертольотів закономірності зміни вертикальної швидкості (V_y) від

швидкості польоту за траєкторією. Максимальну вертикальну швидкість усталеного набору можна отримати при польоті на економічній швидкості ($V_{ек}$) і при роботі двигунів на злітному режимі. З підйомом на висоту через падіння надлишку потужності зменшується і вертикальна швидкість.

На сталому режимі набору висоти за нахилоною траєкторією, як і в горизонтальному польоті, в наборі висоти можна виділити перший і другий режими польоту. На швидкостях менше швидкості найвигіднішого набору висоти ($V_{н,наб}$) при дотриманні постійної швидкості пілот пілотує вертоліт так само, як і на другому режимі горизонтального польоту. У цьому випадку при випадковому збільшенні швидкості, але при збереженні заданої вертикальної швидкості (**наприклад, 2 м/с**), вертоліт прагне ще більше збільшити швидкість польоту. Якщо не зменшувати потужність, а саме не переміщувати важіль «*крок-газ*» і зберігати вертикальну швидкість постійною, вертоліт буде продовжувати збільшувати швидкість до відповідної швидкості на першому режимі, при якій надлишок потужності дозволить витримувати задану вертикальну швидкість.

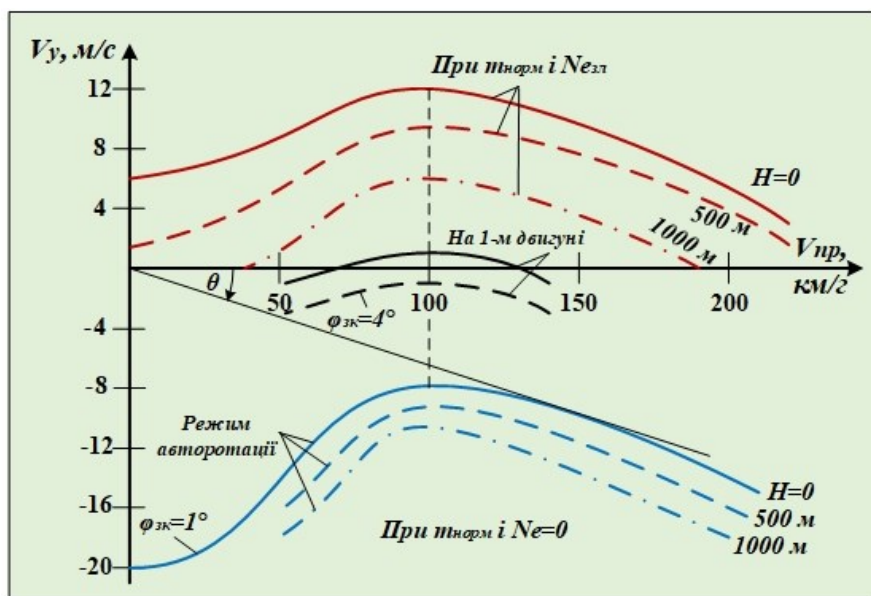


Рис. 2.2.5. Залежність вертикальних швидкостей V_y усталеного набору висоти за нахилоною траєкторією і шиккування на РСНГ від висоти H і швидкості польоту вертольота $V_{пр}$

При виконанні усталеного набору висоти на швидкостях другого режиму польоту ($V_{пр} < V_{ек}$) необхідно витримувати постійними одночасно і поступальну, і вертикальну швидкості. Тому при польоті в неспокійній атмосфері пілоту доводиться переміщати важіль «*крок-газ*» вниз при випадковому збільшенні швидкості, вгору – при зменшенні швидкості.

При виконанні усталеного режиму набору висоти на швидкостях першого режиму (на відміну від другого) переміщати важіль загального кроку $НГ$ немає необхідності, тому що при випадковій зміні швидкості польоту за траєкторією з'являється надлишок або нестача потужності витрачається на відновлення заданої приладової швидкості за умови, що пілот витримує постійної вертикальну швидкість ($V_y = 2 \text{ м/с} = \text{const}$) відхиленням ручки керування.

Витримування тривалого сталого режиму набору висоти дуже складне тому, що з її збільшенням змінюється потужність двигунів. У зв'язку з цим при постійному загальному кроці *НГ* зменшується надлишок потужності. Отже, витримування встановленого набору висоти без додаткового збільшення загального кроку *НГ* неможливе. На практиці іноді збільшується висота при постійному загальному кроці *НГ*. У цьому випадку витримується постійною тільки швидкість за приладом (наприклад, $V_{ек} = V_{н-наб}$), а вертикальна швидкість за варіометром буде поступово зменшуватися. На висоті, де двигуни при заданому кроці *НГ* вийдуть на злітний режим, необхідно стежити за обертами *НГ* і відповідно змінювати загальний крок *НГ* при збереженні максимального злітного режиму роботи двигунів. З цього моменту вертикальна швидкість починає падати швидше, тому що значно падає надлишок потужності.

З підйомом на висоту у зв'язку зі зменшенням вертикальної швидкості зменшується і кут нахилу траєкторії, який на висоті динамічної стелі дорівнюватиме нулю. В інтересах набору висоти за мінімальний час рекомендується витримувати швидкість, що дорівнює економічній, при роботі двигунів на максимальному режимі. При цьому необхідно стежити за часом безперервної роботи двигунів на цьому режимі, який зазвичай обмежений.

2.2.3. Зниження за нахиленою траєкторією

Зниження вертольота за нахиленою траєкторією може виконуватися як при працюючих двигунах (*моторне зниження*), так і на режимі само-обертання несучого гвинта (*зниження на РСНГ*).

Зниження вертольота за нахиленою траєкторією з поступальною швидкістю при працюючих двигунах є основним видом зниження і застосовується у всіх випадках, коли дозволяють умови. Воно вимагає меншої потужності порівняно з вертикальним зниженням і, отже, більш економічне. При такому зниженні можна отримати будь-яку малу вертикальну швидкість і будь-який малий кут нахилу траєкторії. Цим зниження за нахиленою траєкторією вигідно відрізняється від планування на *РСНГ*.

Зниження на *РСНГ* по своїй суті нагадує зниження вертольота з вимкненим двигуном (*без тяги*), тому що в цьому випадку зміна потенційної енергії вертольота переходить у кінетичну енергію обертання *НГ*, а саме на створення тяги для польоту зі зниженням. Зниження на *РСНГ* – це не аварійний політ, а звичайний, чітко розрахований і безпечний режим польоту. Цей режим застосовується не тільки в разі відмови двигунів (*двигуна*), але і для термінового зниження, з навчальною метою.

При зниженні за нахиленою траєкторією як при працюючих, так і при вимкнених двигунах *НГ* працює в умовах косого обдування. При цьому зберігаються хороші стійкість і керованість, зберігаються досить великі запаси у відхиленні важелів керування і простіше техніка пілотування, ніж на вертикальному зниженні. Крім того, виключається можливість виникнення вихрового кільця, тому таке зниження більш безпечне.

2.2.3.1. Умови й особливості виконання зниження

Зниження за нахиленою траєкторією виконується, коли підводиться до *НГ* потужність менше потрібної потужності для горизонтального польоту. Недостатня потужність для сталого польоту на тій же самій швидкості, що і в горизонтальному польоті, підводиться до *НГ* від повітряного потоку за рахунок зміни потенційної енергії при зниженні. Тому залежно від ступеня дроселювання двигунів і швидкості польоту за траєкторією будуть витримуватися вертикальна швидкість зниження і відповідний кут нахилу траєкторії (θ). При повному дроселюванні двигунів вертоліт знижується на РСНГ.

При сталому зниженні за нахиленою траєкторією всі сили і моменти, що діють на вертоліт, повинні бути врівноважені (рис. 2.2.7). Це досягається пілотом при балансуванні. Техніка пілотування фактично мало відрізняється від горизонтального польоту. Тут також можна виділити перший і другий режими усталеного зниження за нахиленою траєкторією. При дотриманні постійними приборної і вертикальної швидкостей (V_{np} і V_y) пілот змушений у міру втрати висоти коригувати падіння вертикальної швидкості відповідним зменшенням загального кроку *НГ*. Зменшення загального кроку *НГ* тут обумовлено збільшенням потужності (ΔN).

Вертикальна швидкість зниження (при одній і тій же приладовій швидкості (V_{np})) залежить від установленної потужності двигунів, польотної маси вертольота, атмосферних умов і висоти польоту. На рис. 2.2.6 показана залежність вертикальної швидкості зниження від швидкості зниження на РСНГ.

Якщо проаналізувати залежність вертикальної швидкості зниження від швидкості польоту вертольота, то найменша вертикальна швидкість буде досягатися на економічній швидкості. Як при зменшенні поступальної приборної швидкості (V_{np}), так і при збільшенні більш економічної швидкості ($V_{ек}$) (при постійному загальному кроці *НГ*) вертикальна швидкість зниження зростає.

Таким чином, з точки зору оптимальності руху за траєкторіями зниження, при виконанні практичних завдань можна виділити дві швидкості зниження. В інтересах мінімальної годинної витрати, а саме більш тривалого планування при певному запасі палива, краще зниження і планування виконувати на економічній швидкості ($V_{ек}$) для даного типу вертольота. В інтересах же максимальної дальності планування, а також при зниженні на найбільшу дальність при найменшій кілометровій витраті палива зниження і планування доцільно виконувати на швидкості більшій, ніж економічна, приблизно на **50–60 км/год**. Цю швидкість можна отримати, якщо провести дотичну з початку координат до кривої вертикальних швидкостей.

На вертольотах на відміну від літаків буває дуже важко визначити кут нахилу траєкторії, тому що і в горизонтальному польоті, і в наборі висоти, і на зниженні кут тангажа змінюється незначно, тоді як кут нахилу траєкторії (θ) може змінюватися від нуля до **90°** (при вертикальному зниженні). Це завдання можна дещо спростити, якщо побудувати вказівник глісади планування і зниження. У цьому випадку доцільно будувати залежність вертикальної і приладової швидкостей (V_y від V_{np}) в однаковому масштабі вісей абсцис і

ординат. З огляду на те, що приймач повітряної швидкості вимірює не швидкість польоту за траєкторією, а її горизонтальну складову, а саме приблизно ту ж швидкість, що і в горизонтальному польоті, і, крім того, до висоти $H = 1000 \text{ м}$ – приладову швидкість (V_{np}) можна вважати рівною істинній швидкості (V_i), справедливо рівняння $V_y = V_{np} \operatorname{tg} \theta$. За цією формулою розраховуються значення кута тангажа (θ), що близькі до практичних, на швидкостях польоту від 50 км/год до максимальної. Кут нахилу траєкторії можна визначити графічно, якщо провести через точку, відповідну швидкостям приладової і вертикальної (V_{np} і V_y), лінію, що сполучає цю точку на вказівнику з початком координат (рис. 11.2.7). Кут між проведеною лінією і віссю приладової швидкості (V_{np}) і є кут нахилу траєкторії (θ).

Зниження при працюючих двигунах за нахиленою траєкторією може виконуватися на різних поступальних швидкостях польоту вертольота аж до максимально допустимих. Однак ширяння на РСНГ має обмеження за мінімально і максимально допустимими швидкостями польоту за висотами через можливе збільшення вертикальної швидкості внаслідок падіння оборотів НГ (рис. 2.2.7).

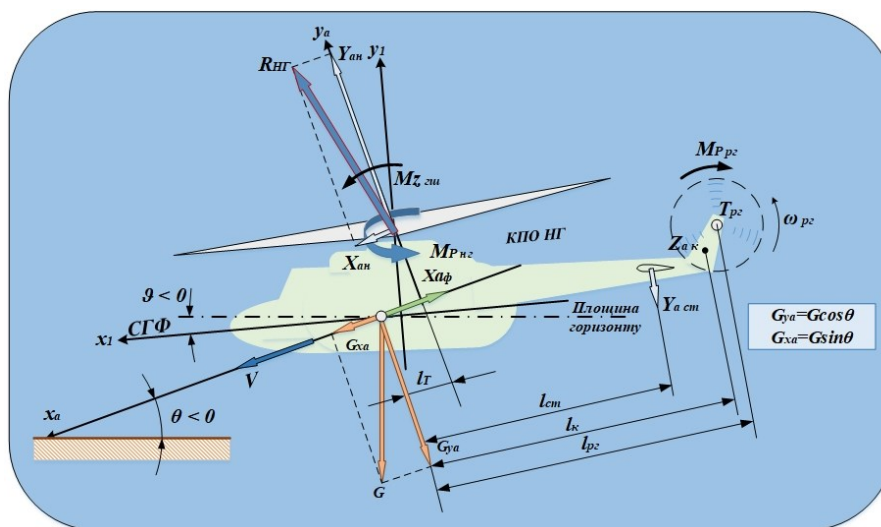


Рис. 2.2.6. Схема сил і моментів, що діють на вертоліт при сталому зниженні за нахиленою траєкторією (моторне ширяння)

2.2.3.2. Умови й особливості виконання зниження на РСНГ

Перехід на РСНГ одновинтових вертольотів при відмові (вимкненні) двигунів супроводжується енергійним «кидком» вертольота по курсу і крену праворуч з одночасним падінням обертів НГ. Це прагнення виникає внаслідок різкого падіння до нуля крутного моменту, а реактивний момент НГ на фюзеляж не передається. При цьому порушується насамперед рівновага шляхових, а потім і поперечних моментів. Під дією моменту від сили тяги $PГ$ вертоліт енергійно розвертається праворуч, що зумовлює виникнення лівого ковзання і призводить до крену також праворуч. На додаток до цього пілот, реагуючи, перш за все, на зміну напрямку, переміщує вперед ліву педаль. При цьому зменшується тяга $PГ$,

а поперечна сила тяги (T_y) на плечі y_T створюватиме неврівноважений додатковий момент на збільшення крену праворуч. Чим більше швидкість польоту, тим більше реактивний момент.

На максимальних швидкостях польоту кутова швидкості крену праворуч може досягти $20^\circ/\text{с}$ і більше. Якщо пілот запізниться зі своєчасним відхиленням важелів керування, то через $1,5\text{--}2\text{ с}$ крен може досягти 40° . На гранично малих висотах це може призвести до небажаних наслідків. Із перерахованих тенденцій вертольота впливають необхідні дії пілота. Перш за все, пілот повинен подбати про збереження обертів $НГ$. Для цього слід негайно зменшити загальний крок $НГ$. Одночасно ручка керування відхиляється ліворуч і дається енергійно вперед ліва педаль.

Переміщення ручки керування в поздовжньому напрямку має свої особливості залежно від вихідної швидкості польоту.

На малих швидкостях ручка керування енергійно повинна віддаватися від себе з метою виходу в процесі зниження на економічну швидкість (або близьку до неї) для даного типу вертольота. Якщо врахувати перераховані вище тенденції вертольота по крену, сумарний рух ручки керування в цьому випадку на одnogвинтових вертольотах буде по діагоналі, від себе і ліворуч.

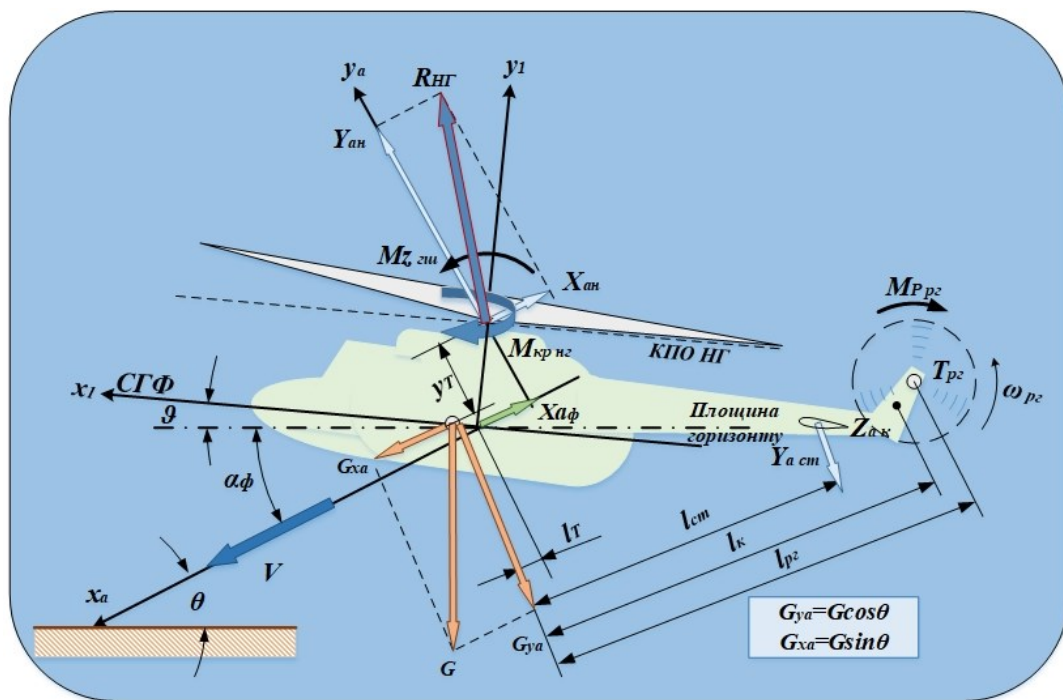
На максимальних швидкостях і близьких до них, особливо на гранично малих висотах, ручку керування необхідно енергійно відхилити по діагоналі, на себе і ліворуч, і збільшити кут тангажа на $10\text{--}15^\circ$ від початкового значення для запобігання швидкій втраті висоти.

Таке переміщення ручки керування з одночасним скиданням загального кроку $НГ$ і лівої педалі вперед забезпечує найкращі (оптимальні) умови переходу $НГ$ на режим самообертання.

Поздовжнє переміщення ручки керування на себе на великих швидкостях польоту переводить $НГ$ на позитивні кути атаки, а саме на режим, при якому майже при будь-якому початковому значенні загального кроку потрібна потужність на обертання $НГ$ зменшується. В результаті такого переміщення ручки керування оберти $НГ$ зберігаються і навіть збільшуються, якщо пілот одночасно буде зменшувати загальний крок $НГ$. Більше того, енергійне переміщення ручки керування на себе на великих швидкостях створює додаткове збільшення підйомної сили $НГ$ (T_y), а значить, збільшиться нормальне перевантаження, що призводить до переведення вертольота в набір висоти. Отже, з'явиться (нехай короткочасно) позитивна вертикальна швидкість. Можливий невеликий набір висоти, який залежить, звичайно, від ступеня завантаження вертольота, його маси, початкової швидкості й висоти польоту.

Звичайно, перераховані дії приведуть до досить енергійного гальмування вертольота. Тут важливо при зменшенні швидкості до економічної ($V_{ек}$) своєчасно перевести вертоліт на планування, не допускаючи його подальшого падіння. Переміщення ручки керування від себе при відмові двигунів на швидкості, близькій до максимальної, є помилкою. Таке переміщення ручки керування з одночасним скиданням загального кроку $НГ$ і дачею вперед лівої педалі приводить в цих умовах до додаткового крену вертольота праворуч під дією гіроскопічного моменту $НГ$. Крім того, хоча оберти $НГ$ і зберігаються, на

Збалансувавши вертоліт на плануванні відповідним відхиленням важелів керування пілот надалі витримує сталість вертикальної і поступальної швидкостей невеликими відхиленнями ручки керування. При цьому на вертоліт будуть діяти сили і моменти, які схематично зображені на *рис. 2.2.7*. На відміну від зниження з використанням потужності двигунів у цьому випадку *НГ* передає на фюзеляж реактивний момент ($M_{кр}$), який прагне розвернути ніс вертольота праворуч. Цей шляховий момент пілот урівноважує моментом від сили тяги *РГ*, яка спрямована тепер уже праворуч. Щоб не було ковзання, ця сила врівноважується складовою поперечної тяги *НГ* (T_z), спрямованої в протилежний бік, тобто ліворуч.



При виконанні тривалого планування пілота необхідно стежити за обертами *НГ*, не допускаючи виходу їх за обмеження. Планування на великих висотах здійснюється при більшому значенні загального кроку *НГ*. Зі зменшенням висоти при збереженні обертів *НГ* спільний крок *НГ* дещо зменшується. Не слід переміщенням ручки керування на себе намагатися збільшити оберти *НГ*. В цьому випадку оберти *НГ* збільшуються короткочасно, тільки в період переміщення ручки керування. Надалі вони почнуть зменшуватися в міру гасіння поступальної швидкості. Цією особливістю – коротко-тимчасовим збільшенням обертів *НГ* при енергійному переміщенні ручки керування на себе – доцільно користуватися тільки при виконанні вирівнювання перед посадкою.

Для забезпечення оптимальних умов на посадці треба до передпосадкового зниження зберігати швидкість планування не менше економічної ($V_{ек}$) і оберти $НГ$ не менше мінімально допустимих, щоб потім при енергійному вирівнюванні використовувати цей запас кінетичної енергії руху вертольота і обертання $НГ$ для виконання безпечного приземлення.

ЛЕКЦІЯ 2.3. ДАЛЬНІСТЬ І ТРИВАЛІСТЬ ПОЛЬОТУ ВЕРТОЛЬОТА

План лекції

2.3.1. Поняття і принципи розрахунку дальності й тривалості польоту.

2.3.2. Наявний запас палива для виконання польоту.

2.3.3. Годинникова і кілометрова витрати палива. Дальність горизонтального польоту.

2.3.4. Вплив основних експлуатаційних факторів на дальність і тривалість польоту.

2.3.1. Поняття і принципи розрахунку дальності й тривалості польоту

1. *Дальністю польоту (L)* називається відстань, пройдена вертольотом по маршруту польоту від місця вильоту до місця посадки.

2. *Тривалістю польоту (T_n)* називається час перебування вертольота в польоті (на саме час, що минув із моменту зльоту до посадки).

Можливі характеристики дальності та тривалості польоту залежать від кількості палива на борту вертольота під час зльоту (*вильоту*) і економічності його витрачання. Запас палива на вертольоті може залежати від маси вантажу, що перевозиться.

Економічність витрати палива залежить від польотної маси вертольота і режиму польоту. При визначенні можливих дальності і тривалості польоту необхідно враховувати як різні експлуатаційні фактори, так і випадкові причини, які можуть вплинути на дальність або тривалість польоту.

Кожен політ вертольота складається з декількох етапів. Визначивши дальність і тривалість кожного етапу, можна визначити сумарну дальність і тривалість польоту. При цьому для простоти спочатку не враховують різні можливі або вимушені відхилення від наміченого маршруту або режиму (*профілю*) польоту.

Найпростіший схематизований профіль польоту вертольота (рис. 2.3.1) складається з трьох етапів: набору висоти, горизонтального польоту і зниження. Таким чином, дальність польоту (L) можна визначити як суму трьох величин – дальностей, досягнутих при наборі висоти ($L_{наб}$), в горизонтальному польоті ($L_{гп}$) і при зниженні ($L_{зн}$):

$$L = L_{наб} + L_{гп} + L_{зн} .$$

Аналогічно дальності тривалість польоту ($t_{пол}$) можна визначити, склавши час набору висоти ($t_{наб}$), горизонтального польоту ($t_{гп}$) і зниження ($t_{зн}$):

$$t = t_{наб} + t_{гп} + t_{зн} .$$

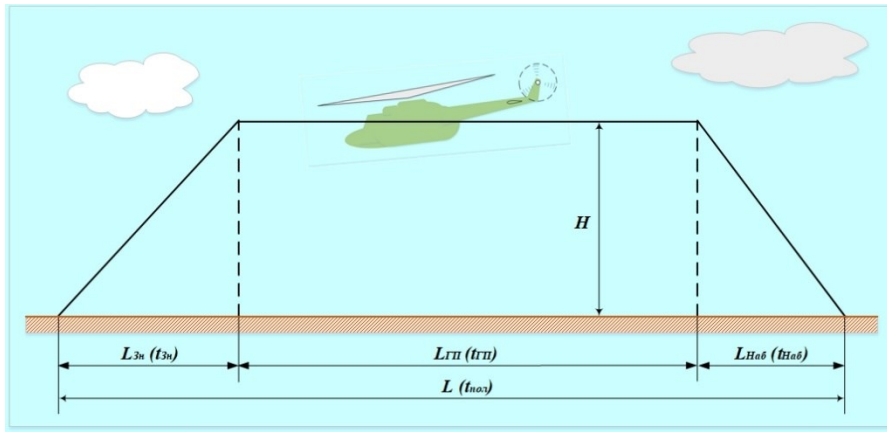


Рис. 2.3.1. Найпростіший профіль польоту вертольота

У вертольотів шляхи набору висоти і зниження зазвичай становлять дуже невелику частку загальної дальності польоту. Найвигідніші режими набору висоти і зниження визначаються для кожного типу вертольота. На графіках і в таблицях наводяться значення дальності набору ($L_{наб}$), дальності зниження ($L_{сн}$), а також час набору висоти ($t_{наб}$) і час зниження ($t_{сн}$) та відповідні витрати палива залежно від висоти польоту, що набирається (втрачається), ці величини за своїми розмірами – незначні.

Таким чином, необхідно знайти величини дальності і тривалості горизонтального польоту та проаналізувати основні закономірності, що їх визначають. Простіше за все ці величини визначаються при виконанні горизонтального польоту з постійною швидкістю.

При польоті на дальність у першому наближенні можна вважати, що режим роботи рухової установки не змінюється і, отже, характеристики витрати палива на цій ділянці незмінні. Кожен тип двигуна має свої характеристики економічності витрати палива.

3. Витрата палива силовою установкою за годину польоту називається годинниковою витратою (Q_T , кг/год.) При цьому двигуни розвивають ефективну потужність (N_e). **Відношення годинникової витрати палива до ефективної потужності називається питомою витратою палива (C_e):**

$$C_e = \frac{Q_T}{N_e}.$$

При польоті вертольота зі швидкістю (V) силова установка за 1 год витрачає паливо ($Q_{Ткз}$), а вертоліт пролітає за цей час відстань (V – км). Отже, поділивши витрату палива (Q_T) на швидкість польоту (V), можна знайти, скільки палива витрачається на кожен кілометр пройденого шляху (в штиль) – (q_T):

$$q_T = \frac{Q_T}{V},$$

де q_T – величина, що називається кілометровою витратою палива.

Знаючи наявний запас палива для горизонтального польоту ($W_{дп}$) і величини кілометрової і годинникової витрат, можна легко визначити дальність ($L_{дп}$) і тривалість ($t_{дп}$) цієї ділянки польоту:

$$L_{дп} = \frac{W_{дп}}{q_T}; t_{дп} = \frac{W_{дп}}{Q_T} = \frac{L_{дп}}{V}.$$

Вищенаведені формули показують, що дальність і тривалість польоту будуть максимальні при максимальних наявних запасах палива. При цьому дальність буде найбільшою, коли буде мінімальна кілометрова витрата, а тривалість – при мінімальній годинниковій витраті.

Величини кілометрової (q_T) і годинникової (Q_T) витрат залежать від режиму польоту. Отже, дальність і тривалість також залежать від режиму польоту.

Ділянки польоту вибирають, виходячи з умови, щоб у межах кожного з них величини кілометрової та годинникової витрат можна було вважати незмінними.

Таким чином, для розрахунку дальності й тривалості польоту, а також визначення режимів найбільшої дальності і тривалості необхідно розглянути способи визначення наявного запасу палива, кілометрової і годинникової витрат, а також визначити основні закономірності їх зміни.

2.3.2. Наявний запас палива для виконання польоту

1. У своєму розпорядженні запасом палива ($W_{повн}$) називається максимальна кількість палива, яке може бути в розпорядженні екіпажу на вертольоті для виконання завдання.

Очевидно, що величина запасу палива ($W_{повн}$) не може перевищувати повної заправки вертольота паливом у даному варіанті (з підвісними баками або без них):

$$W_{повн} \leq E_{повн} \cdot \rho_T,$$

де:

– $E_{повн}$ – місткість паливної системи, а саме місткість основних баків, а також підвісних, якщо політ виконується з підвісними баками, л;

– ρ_T – масова щільність палива, кг/м³.

Вираз місткості паливної системи ($W_{повн}$) є першою умовою, якої необхідно дотримуватися при визначенні наявного запасу палива. Однак не завжди можна заправляти паливну систему повністю. На вертольотах наявний запас палива в багатьох випадках залежить від корисного навантаження, що перевозиться.

Навантаження і заправка паливом визначають злітну масу вертольота ($m_{вл}$), яка у всіх випадках не повинна перевищувати максимально допустиму в експлуатації ($m_{макс}$) або граничну за умовами зліту і посадки ($m_{пр}$):

$$m_{вл} \leq m_{пр(макс)}.$$

Тому на частку палива залишається різниця між граничною

(максимальною) масою вертольота і масою корисного навантаження, що необхідно перевозити в польоті. Отже, наявний запас палива не може бути більше цієї різниці. Це друга умова для визначення місткості палива ($W_{повн}$) (рис. 2.3.2):

$$W_{повн} \leq m_{пр} - m_{незм} - m_{пер},$$

де:

– $m_{незм}$ – незмінна маса вертольота, яка включає:

масу екіпажу – $m_{ек}$, конструкції вертольота – $m_{конст.}$, обладнання, постійне або наявне на вертольоті при всіх польотах – $m_{обл.}$, масло в двигунах, редукторах тощо – $m_{масл.}$, а також невідпрацьований залишок палива – $m_{н/в.}$;

– $m_{зм}$ – змінне навантаження, яке становить вантаж, що перевозиться, $m_{вант.}$, додаткове (для кожного даного польоту) обладнання, спорядження та члени екіпажу.

З викладеного вище можна зазначити, що незмінна маса вертольота дорівнює:

$$m_{незм} = m_{ек} + m_{конст} + m_{обл} + m_{масл} + m_{н/в.}$$

а змінне навантаження: $m_{зм} = m_{вант} + m_{дод.обл} + m_{ек.дод.}$

Зазвичай величина повної місткості палива ($W_{повн}$) знаходиться за допомогою графіка – рис 2.3.2.

2. Запасом палива для горизонтального польоту ($W_{ГП}$) називається максимальна кількість палива, яке може бути витрачена в горизонтальному польоті.

Для горизонтального польоту може бути витрачена не вся величина палива $W_{повн}$, а лише частина її – $W_{зп}$ (рис. 2.3.2):

$$W_{ГП} = W_{повн} - W_{зем} - W_{наб} - W_{зн} - W_{зар.}$$

де:

– $W_{зем}$ – витрата палива на землі: запуск, прогрівання, проба двигунів і руління;

– $W_{наб}$ – витрата палива на зліт і набір заданої висоти польоту (згідно з Керівництвом по льотній експлуатації);

– $W_{зн}$ – витрата палива на зниження і посадку (згідно з Керівництвом по льотній експлуатації);

– $W_{зар}$ – гарантійний запас палива (запас, що враховує неточне витримування маршруту, зміну метеорологічних умов, бойову обстановку тощо).

Зазвичай для одиночного польоту мінімальним вважають запас палива $W_{зар} = 10 \%$, при польоті ланки в строю $W_{зар} = 15 \%$, при польоті ескадрилії і полку в строю $W_{зар} = 20 \%$ кількості заправленого перед польотом палива.

Залежно від ступеня підготовки екіпажів і умов виконання завдання величина гарантійного запасу палива ($W_{зар}$) за рішенням командира вертольота

може змінюватися порівняно із зазначеними величинами.

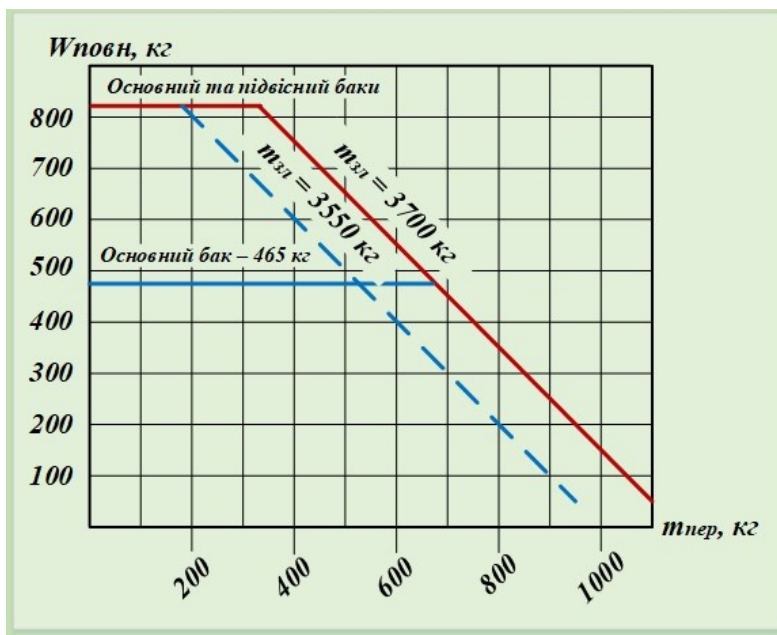


Рис. 2.3.2. Залежність наявного запасу палива від маси змінного навантаження

2.3.3. Годинникова і кілометрова витрати палива. Дальність горизонтального польоту

Величини годинникової і кілометрової витрат палива істотно залежать від економічності двигуна, показником якої є його питома витрата палива (C_e), а саме витрата на 1 к.с. потужності двигуна на годину.

Питома витрата палива змінюється зі зміною потужності двигуна і залежить, як і потужність, від числа обертів двигунів. Ці залежності різні для різних типів двигунів. Особливо різка залежність питомої витрати від числа обертів роторів спостерігається у газотурбінних двигунів. У поршневих двигунів ця залежність менш різка і, крім того, може згладжуватися за рахунок зміни тиску наддуву від нагнітача.

Для забезпечення найкращих умов роботи несучого гвинта зміна обертів роторів двигунів на вертольотах у польоті допускається в порівняно вузьких межах, особливо у ГТД, де працює система автоматичного регулювання роботи двигуна. Тому типові залежності зміни питомої витрати палива від режиму роботи двигуна виглядають як показано на рис. 2.3.3. У поршневих двигунів дроселювання їх потужності навіть наполовину практично мало впливає на питомі витрати, зменшуючи їх іноді на 5–10 %, у ГТД при зменшенні потужності до 0,5 номінальної питома витрата підвищується на 25–35 %.

Для визначення годинникової витрати палива треба знати потужність (N_e), яку повинна розвивати силова установка.

Потужність силової установки для горизонтального польоту вертольота дорівнює:

$$N_{en} = \frac{N_{гп}}{\xi_M}.$$

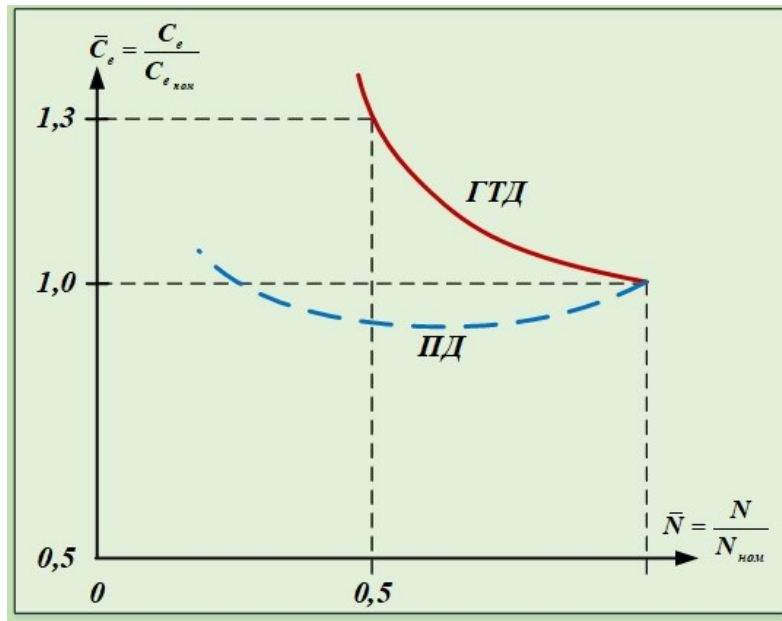


Рис. 2.3.3. Характер зміни питомої витрати палива при зміні режиму роботи ГТД і ПД

Тому годинникова витрата може бути вираженою залежно від потужності, потрібної для горизонтального польоту:

$$Q_T = C_e \cdot N_{e,n} = C_e \cdot \frac{N_{гп}}{\xi_M}.$$

Відповідно для величини кілометрової витрати виходить залежність:

$$q_T = \frac{C_e \cdot N_{e,n}}{V} = C_e \cdot \frac{N_{гп}}{V}.$$

Ці формули наочно показують залежність годинникової і кілометрової витрат від потужності, потрібної для горизонтального польоту ($N_{гп}$), яка, у свою чергу, залежить від швидкості та висоти польоту вертольота та його маси.

Раніше наведені формули дозволяють записати залежності для розрахунку дальності й тривалості горизонтального польоту:

$$L_{гп} = \frac{W_{гп}}{q_T} = \frac{W_{гп} \cdot V}{N_{гп}} \cdot \frac{\xi_M}{C_e}; t_{гп} = \frac{W_{гп}}{Q_T} = \frac{W_{гп}}{N_{гп}} \cdot \frac{\xi_M}{C_e}.$$

Розрізняють поняття «теоретична, технічна і практична дальності». Найбільш важливим є поняття «практична дальність», що розглядається в цій темі.

Практичною для заданого режиму і профілю польоту називається дальність польоту при даній заправці палива, розрахована без витрачання мінімального гарантійного і невикористаного залишків палива.

Часто буває важливо знати, на якій максимальній відстані від аеродрому вильоту вертоліт може виконати будь-яке завдання і повернутися на свій аеродром. При цьому використовується поняття *«радіус дії»*.

Тактичним радіусом дії називається максимальна відстань, яку може пролетіти вертоліт (*група*) із заданим режимом або профілем польоту від аеродрому зльоту до об'єкта дій із виконанням поставленого завдання і поверненням на свій аеродром при даній заправці палива без витрачання мінімального гарантійного і невикористаного залишків палива.

Аналогічно поняттю *«практична дальність»* застосовується поняття *«практична тривалість польоту»*.

Аналіз формул показує, що дальність і тривалість польоту залежать від запасу палива, режиму польоту (*а саме від швидкості, висоти польоту і числа обертів НГ*), сили тяжіння вертольота й атмосферних умов. Чим більше запас палива на борту (W_{zn}), тим більша за інших рівних умов дальність і тривалість польоту. Розглянемо вплив інших факторів.

2.3.4. Вплив основних експлуатаційних факторів на дальність і тривалість польоту

2.3.4.1. Вплив швидкості польоту

З формули випливає, що годинникова витрата пропорційна потужності, потрібній для горизонтального польоту.

Якби величина $\frac{C_e}{\xi_m}$ була постійною, залежність годинникової витрати палива від швидкості польоту $Q_t = f(V)$ була б подібна до залежності $N_{zn} = f(V)$, а саме кривої М. Є. Жуковського за потужністю, яка показана на *рис. 11.3.4, а*).

Це положення відповідає дійсності при установці на вертоліт поршневих двигунів, питома витрата яких мало залежить від потужності. Відповідно на *рис. 2.3.4, б*) показана залежність годинникової витрати від швидкості польоту для вертольотів з ПД, яка повторює криву М. Є. Жуковського – $N_{zn} = f(V)$.

Питома витрата газотурбінних двигунів помітно збільшується при зменшенні потужності. Однак це збільшення менше, ніж зменшення N_{zn} (та N_e) при зміні швидкості польоту від максимальної $V_{\max}$ (або від нуля) до економічної V_{ek} . Отже, утворення ($N_{zn} * C_e$) також буде найменшим, коли мінімальна буде величина N_{zn} .

Тому і у вертольотів з ГТД годинникова витрата досягає мінімуму при польоті з такою швидкістю, коли потужність, потрібна для виконання горизонтального польоту, мінімальна (*точка А на рис. 2.3.4, а*). Отже, най-меншу кількість палива протягом заданого часу буде витрачено при польоті на швидкості, коли потужність (N_{zn}) мінімальна. З цієї причини швидкість польоту називається економічною (V_{ek}) або швидкістю найбільшої тривалості польоту ($V_{t-\max}$).

При цьому запасі палива тривалість польоту на економічній швидкості буде максимальною, тому що:

$$t_{n.\max} = \frac{W_{\text{гп}}}{Q_{T\min}}.$$

Політ на швидкості, більшій чи меншій економічній ($V_{\text{ек}}$), призводить до зменшення можливої тривалості внаслідок зростання годинникової витрати, тому що потужність ГП ($N_{\text{гп}}$) збільшується. Так, тривалість польоту на режимі висіння майже вдвічі менше максимальної (при польоті на $V_{\text{ек}}$), тому що витрати: $(N_{\text{гп}})_{V_{\text{ек}}} \approx 0,5 \cdot N_{\text{вис}}$.

Характер зміни тривалості польоту вертольота залежно від швидкості польоту показаний на *рис. 2.3.4 в*).

З формули дальності горизонтального польоту випливає, що, якщо знехтувати змінюю $\frac{C_e}{\xi_M}$, дальність польоту буде найбільшою при польоті на

швидкості, коли величина відношення $\frac{N_{\text{гп}}}{V}$ досягає мінімуму. Ця швидкість відповідає польоту при максимальній аеродинамічній якості вертольота і називається найвигіднішою – $V_{\text{нв (макс)}}$.

Величина найвигіднішої швидкості польоту знаходиться шляхом проведення дотичної до кривої $N_{\text{гп}} = f(V)$ з початку координат. Це є характерним для вертольотів із поршневыми двигунами (ПД): величина швидкості найбільшої дальності горизонтального польоту приблизно дорівнює найвигіднішій швидкості.

Для більш точного визначення швидкості найбільшою дальністю слід враховувати зміну за швидкістю відношення $\frac{C_e}{\xi_M}$, що абсолютно необхідно для вертольотів із ГТД. Тому найбільш точно режим польоту, відповідний максимальній дальності, визначається за залежністю годинникової витрати палива від швидкості польоту.

Через те що при даному запасі палива дальність досягає максимуму на швидкості, що відповідає мінімальній кілометровій витраті, необхідно знайти швидкість, відповідну мініальному значенню відношення:

$$\frac{Q_T}{V} = q_T.$$

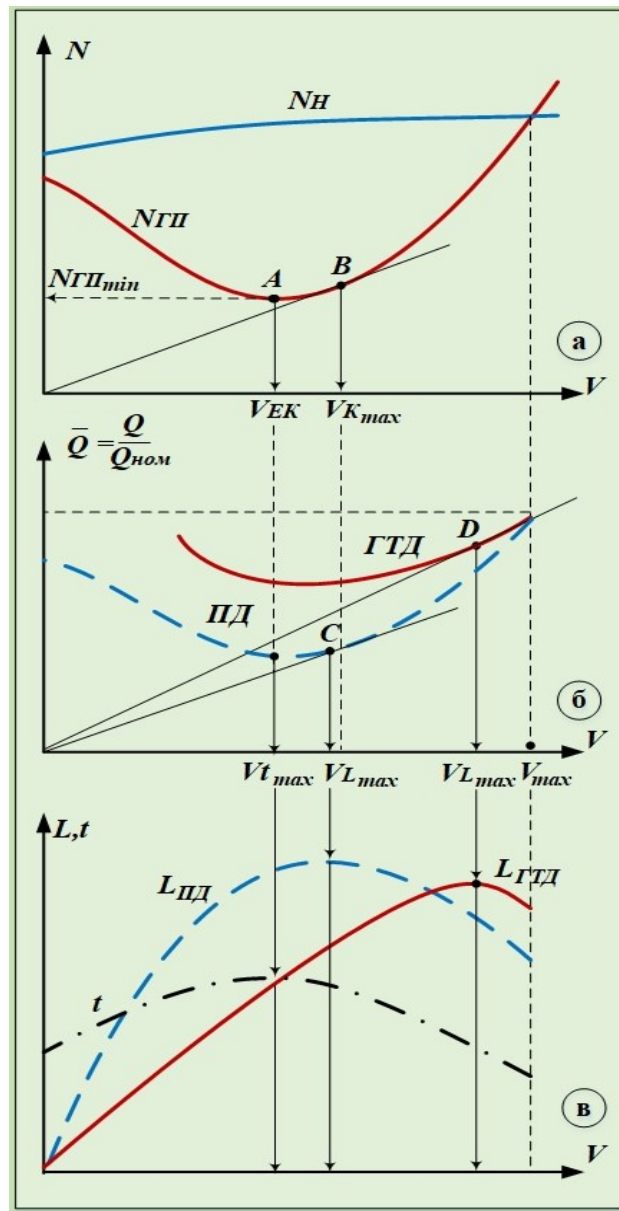


Рис. 2.3.4. Залежність потужності (а), відносної годинникової витрати (б), дальності і тривалості (в) від швидкості польоту

Величина цієї швидкості знаходиться шляхом проведення дотичної з початку координат до залежності годинникової витрати від швидкості польоту (рис. 2.3.4, б). При цій швидкості польоту кілометрова витрата мінімальна.

Для вертольотів із поршневими двигунами (ПД) отримане значення швидкості при кілометровій витраті ($q_{T_{min}}$), а саме швидкості найбільшої дальності $V_{L_{max}}$, як і слід було очікувати, приблизно відповідає найвигіднішій швидкості.

Для вертольотів же із ГТД швидкість найбільшої дальності значно більше найвигіднішої, і вона називається крейсерською швидкістю. Іноді ця швидкість близька до максимально допустимої. Це пояснюється помітним падінням питомої витрати при збільшенні швидкості польоту більше економічної і відповідною зміною залежності годинникової витрати від швидкості порівняно з

вертольотами, що мають поршневі двигуни. Для вертольотів із *ПД* різниця в швидкостях найбільшої дальності і найбільшої тривалості горизонтального польоту становить **30–40 км/ч**, а для вертольотів із *ГТД* ця різниця зростає до **80–100 км/год** і більше.

При відхиленні швидкості польоту від швидкості найбільшої дальності в той чи інший бік можлива дальність польоту зменшується. Характер зміни дальності польоту залежно від швидкості показано на *рис. 2.3.4, б*).

2.3.4.2. Вплив висоти польоту

Зі збільшенням висоти польоту питома витрата палива у *ГТД*, а також у *ПД* (до *НР*), зменшується, що сприяє збільшенню дальності й тривалості польоту. Однак потужність, потрібна для виконання горизонтального польоту на економічній і найвигіднішій швидкостях, сприяє зменшенню дальності і тривалості польоту. Крім того, збільшення висоти польоту вимагає збільшення витрати палива на ділянці набору.

У результаті дія всіх суперечливих чинників призводить до того, що у вертольотів із *ПД* при збільшенні висоти дальність і тривалість горизонтального польоту дещо зменшуються.

У вертольотів із *ГТД*, питома витрата палива яких залежить від висоти більш різко, а швидкості ближче до максимальних ($V_{L, \text{макс}}$), дальність польоту при збільшенні висоти зростає приблизно до межі висотності двигуна.

Закономірності зміни потужності (N_{zn}) при збільшенні висоти польоту обумовлюють сталість приладової швидкості найбільшої тривалості незалежно від висоти польоту (*справжнє значення економічної швидкості* ($V_{ек}$) при збільшенні висоти польоту зростає).

Найвигідніша швидкість за приладом при збільшенні висоти також спочатку не змінюється, тому не змінюється і приладова швидкість найбільшої дальності у вертольотів із *ПД*. Однак значення швидкості найбільшої дальності, особливо у вертольотів із *ГТД*, починаючи з висоти польоту **1500–2000 м**, сильно наближаються до значень максимально допустимої швидкості. При цьому позначаються відповідні обмеження на швидкості польоту. Тому з висот **1500–2000 м** значення швидкості найбільшої дальності починають зменшуватися, фактично відповідаючи обмеженням максимально допустимої швидкості, і на висоті динамічної стелі дорівнюють економічній швидкості ($V_{ек}$).

Характер зміни швидкостей найбільшої дальності польоту від висот показаний на *рис. 2.3.5*.

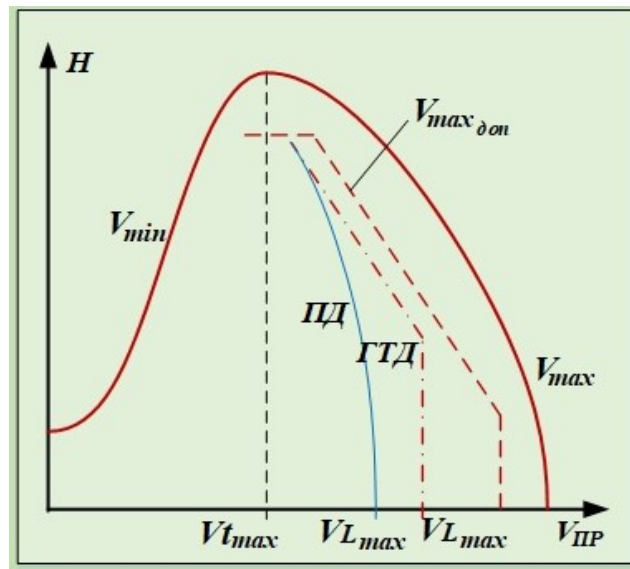


Рис. 2.3.5. Характер зміни швидкостей найбільшої дальності і найбільшої тривалості польоту за висотами

2.3.4.3. Вплив польотної маси вертольота

Збільшення польотної маси вертольота вимагає збільшення потужності ($N_{дп}$), необхідної для горизонтального польоту на всіх швидкостях.

Тому збільшення маси вертольота (при постійному запасі палива $W_{полн}$) призводить до зменшення дальності і тривалості польоту.

У середньому кожен відсоток збільшення маси понад нормальну призводить до скорочення дальності на $0,4 = 0,6 \%$ при польотах на висотах до **1000–1500 м** і на $0,8–1 \%$ при польотах на висотах **2000–3000 м** у вертольотів з ГТД. У вертольотів з ПД збільшення маси на $0,8–1 \%$ (рис. 2.3.6).

Польотна маса вертольота протягом польоту може зменшуватися як поступово за рахунок виробітку палива, так і різко за рахунок викидання десанту або вантажів.

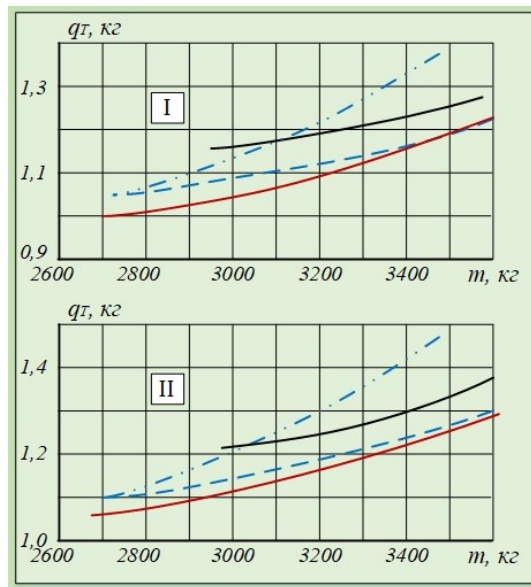


Рис. 2.3.6. Залежність кілометрової витрати палива від маси вертольота:
I – без підвісних баків; II – з підвісними баками

При невеликих змінах польотної маси (**5–10 %**) можна розрахувати дальність польоту, вважаючи масу незмінною, що дорівнює її середньому значенню:

$$m_{cp} = \frac{m_{нач} + m_{кін}}{2},$$

де:

- $m_{нач}$ – маса вертольота на початку польоту;
- $m_{кін}$ – маса вертольота в кінці польоту.

При великих змінах польотної маси маршрут розділяється на кілька етапів із постійними величинами (m_{cp}), і дальність польоту розраховується за етапами з подальшим їх підсумовуванням.

За наявності графіків залежності кілометрової витрати палива від польотної маси вертольота дальність горизонтального польоту визначається за формулою:

$$L_{гп} = \frac{W_{гп}}{q_T}.$$

При цьому значення кілометрової витрати (q_T) визначаються за графіками для середньої величини польотної маси вертольота на даному етапі польоту.

2.3.4.4. Вплив вітру

Якщо за умовами виконання завдання необхідно забезпечити найбільшу тривалість перебування в повітрі, політ слід виконувати на постійній при-ладовій швидкості, що дорівнює економічній швидкості ($V_{ек}$), незалежно від напрямку і швидкості вітру. Тому наявність вітру не позначається на макси-мальній

тривалості польоту ($t_{\text{пол, макс.}}$).

Однак пройдений вертольотом шлях за цей час буде істотно залежати від швидкості і напрямку вітру, тому що він змінює шляхову швидкість, збільшуючи її при попутному і зменшуючи при зустрічному напрямках. Унаслідок відносно невеликих швидкостей польоту вертольота вплив вітру виявляється досить помітним. Зміна шляхової швидкості призводить до зміни тривалості польоту на задану дальність. При зміні шляхової швидкості змінюється також кілометрова витрата палива (q_T). При попутному вітрі витрата палива зменшується, при зустрічному – збільшується:

$$\text{– при попутному вітрі: } q_{\text{гп}} = \frac{Q_T}{V + U};$$

$$\text{– при зустрічному вітрі: } q_{\text{гп}} = \frac{Q_T}{V - U}.$$

Тому попутний вітер збільшує, а зустрічний зменшує максимальну дальність польоту порівняно з безвітряними умовами. Вітер рідко буває точно зустрічним або попутним. Для урахування напрямку вітру вводиться поняття «еквівалентний вітер» ($U_{\text{екв}}$), величина його швидкості приблизно дорівнює проекції швидкості вітру (U) на напрямок польоту. При цьому кілометрова витрата палива розраховується за формулою:

$$q_{\text{гп}} = \frac{Q_T}{V \pm U_{\text{екв}}}.$$

Величина швидкості еквівалентного вітру зазвичай визначається за таблицями, наведеними в *Керівництві по льотній експлуатації*, або за графіками.

Зміна шляхової швидкості за наявності вітру приводить до деякої зміни швидкості максимальної дальності. Через те що величина швидкості $V_{L, \text{макс}}$ визначається шляхом проведення дотичної з початку координат до залежності $Q_T = F(V_n)$, де V_n – шляхова швидкість, за наявності вітру початок координат зміщується, як показано на *рис. 2.3.7*. При зустрічному вітрі величина $V_{\text{мп1}}$ збільшується, при попутному – зменшується. При виборі режиму польоту на максимальну дальність з урахуванням середнього вітру ці зміни максимальної швидкості ($V_{L, \text{макс}}$) необхідно мати на увазі, особливо для вертольотів із поршневіми двигунами.

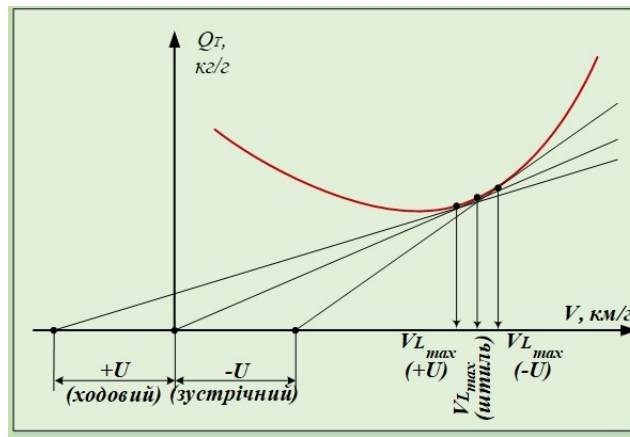


Рис. 2.3.7. Вплив вітру на величину швидкості найбільшої дальності

2.3.4.5. Вплив частоти обертання несучого гвинта

Зменшення частоти обертання *НГ* призводить до деякого зменшення потужності, потрібної для створення заданої тяги, за рахунок зменшення профільних та індуктивних втрат. Це веде до зменшення потужності ($N_{дп}$). Тому на тих вертольотах, де допускається невелике регулювання пілотом обертів вільної турбіни і *НГ*, доцільно в польоті на крейсерській швидкості зменшити їх на 2–3 %. Це забезпечує зменшення кілометрової витрати на 1–1,5 % і відповідне збільшення дальності польоту.

Однак зменшення обертів *НГ* призводить до більш раннього за швидкістю появи зриву потоку з лопатей *НГ*, що відступають. У зв'язку з тим, що на великих висотах польоту (понад 2000 м) швидкості (V_{Lmax}) близькі до обмежень по зриву потоку, використовувати незначні переваги, одержувані за рахунок зменшення обертів *НГ*, можна практично лише до висот 1000–1500 м.

ТЕМА 3 НЕУСТАЛЕНИЙ РУХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

ЛЕКЦІЯ 3.1. МАНЕВРЕНІ ВЛАСТИВОСТІ ВЕРТОЛЬОТА

План лекції

- 3.1.1. Основні поняття та визначення.
- 3.1.2. Характеристики маневреності: потрібне і наявне перевантаження.
- 3.1.3. Маневрування швидкістю в горизонтальному польоті.
- 3.1.4. Маневрування у вертикальній площині.
- 3.1.5. Маневрування у горизонтальній площині.
- 3.1.6. Просторове маневрування.

3.1.1. Основні поняття та визначення

До неусталеного руху вертольота належать: перехідні режиму польоту, маневрування швидкістю та за висотою польоту у вертикальній та горизонтальній площині, а також зліт і посадка, на різних етапах яких має місце неусталений рух вертольота.

Основною особливістю неусталеного руху є рух із прискоренням, у результаті чого на вертоліт діють інерційні сили, а значить, має місце перевантаження.

Рівняння неусталеного руху, які визначають прискорення, мають вигляд:

$$mj_x = m \frac{dV}{dt} = \sum F_x;$$

$$mj_y = mV \frac{d\Theta}{dt} = \sum F_y;$$

$$mj_z = mV \cos \Theta \frac{d\Psi}{dt} = \sum F_z$$

де:

- j_x, j_y, j_z – поздовжнє, вертикальне та бічне прискорення;
- V – миттєва швидкість;
- Θ – миттєвий кут нахилу траєкторії;
- Ψ – миттєвий курсовий кут.

3.1.2. Характеристики маневреності: потрібне і наявне перевантаження

Перевантаженням є відношення прискорення руху до прискорення вільного падіння:

$$n_i = \frac{j_i}{g}$$

Максимальне значення перевантаження n_y , яке відповідає

максимальній потужності двигунів при $n_x = 0$, називається наявним (граничним) перевантаженням.

Перевантаження n_y , яке отримується за рахунок зміни кута атаки при $\varphi_{\text{ош}} = \text{const}$, називається маневренним перевантаженням.

Рівняння неусталеного руху в перевантаженнях мають вид:

$$\begin{aligned}\frac{dV}{dt} &= g(n_x - \sin \Theta); \\ \frac{d\Theta}{dt} &= \frac{g}{V}(n_y \cos \gamma - \cos \Theta); \\ \frac{d\Psi}{dt} &= -\frac{g}{V \cos \Theta} n_y \sin \gamma\end{aligned}$$

де:

- n_x – швидкісне (тангенціальне) перевантаження;
- n_y – нормальне перевантаження.

Нормальне перевантаження залежить від значення загального кроку та швидкості польоту (рис. 3.1.1).

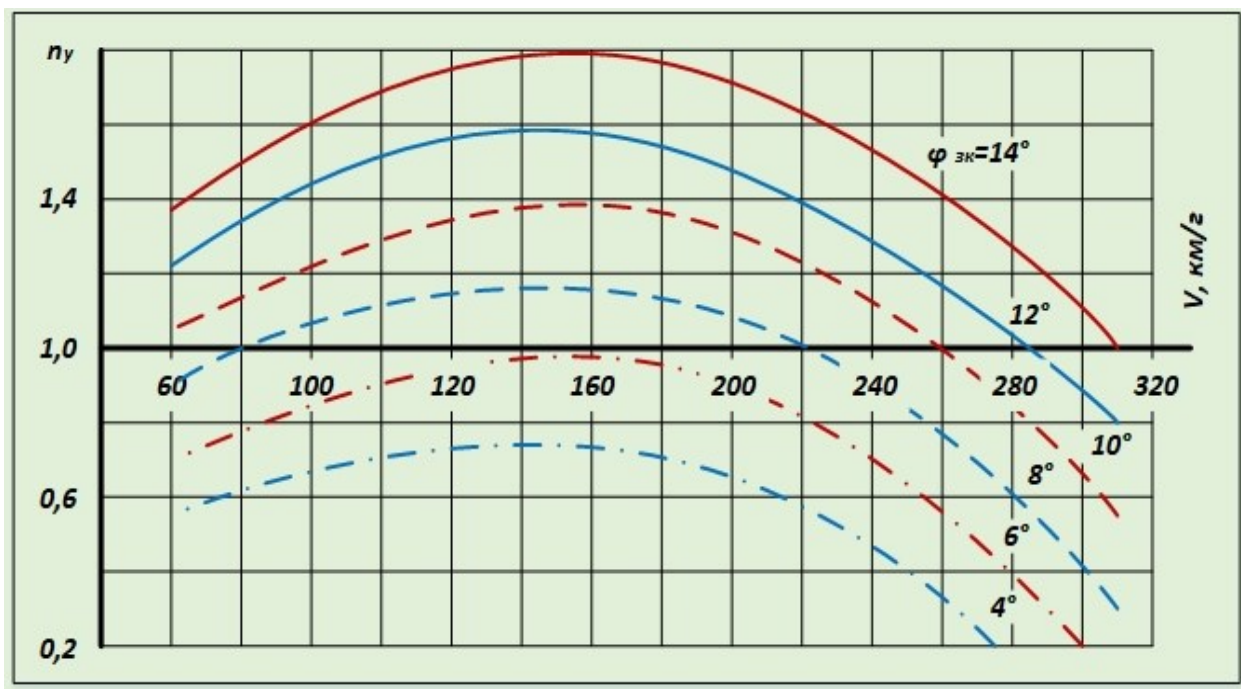


Рис. 3.1.1. Залежність наявного нормального перевантаження вертольота при $n_x=0$

Кількісними характеристиками маневреності вертольота є, наприклад: чисельні значення радіусу, кутової швидкості і часу виконання розвороту, час набору висоти за один виток спіралі тощо.

3.1.3. Маневрування швидкістю в горизонтальному польоті

До маневрів у горизонтальному польоті належать *розгін і гальмування*.

Горизонтальний розгін – це *прямолінійний маневр вертольота в горизонтальній площині, з метою збільшення швидкості польоту*.

Для виконання горизонтального розгону необхідно збільшити тягу $НГ$ і зменшити кут тангажа (*відхилити вертоліт уперед*). При цьому значення кута нахилу вертольота визначається умовою збереження постійності висоти польоту (рис. 3.1.2):

$$Y_{a_{НГ}} = G$$

Рівняння руху в перевантаженнях для горизонтального польоту мають вигляд:

$$\left. \begin{aligned} \frac{dV}{dt} &= gn_x \\ n_y &= 1 \end{aligned} \right\}$$

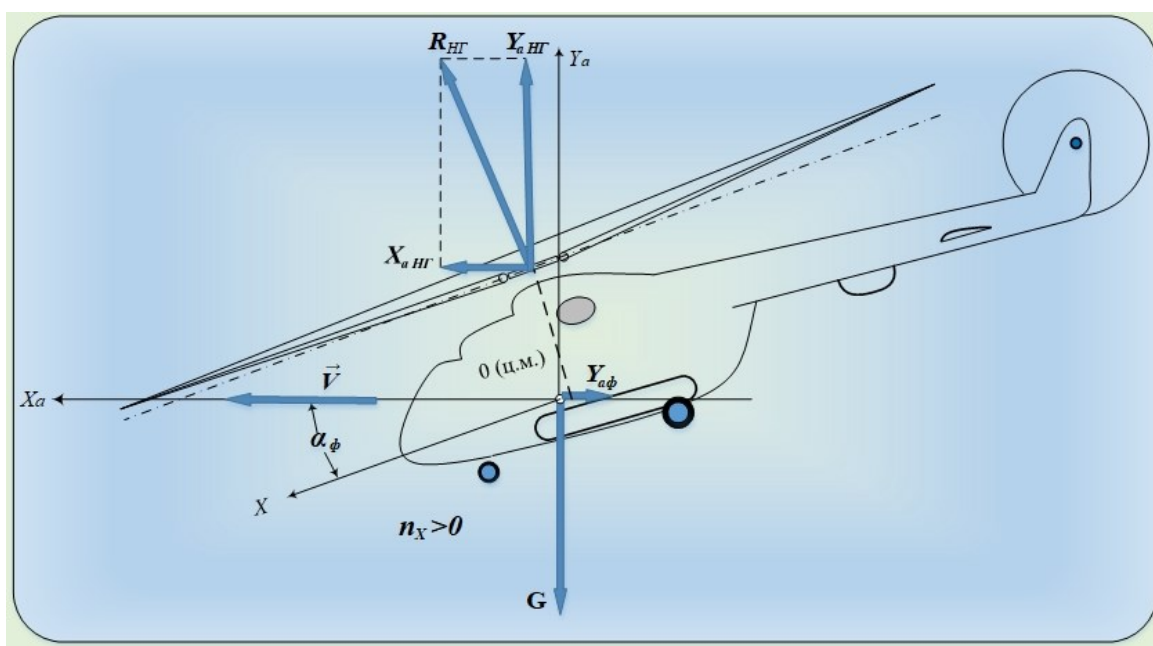


Рис. 3.1.2. Схема сил на горизонтальному розгоні

Чим більший запас потужності на початковому режимі, тим більшу тягу $НГ$ можна отримати і нахилити вертоліт на більший кут, тобто створити більше перевантаження (n_x). Після збільшення потужності подальший розгін виконується при постійному значенні загального кута $НГ$, а постійна висота польоту підтримується пілотом шляхом зміни кута тангажа важелем циклічного кроку (РЦШ) в міру збільшення швидкості польоту.

Максимальний темп розгону буде на зльотній потужності, при цьому час розгону в заданому діапазоні швидкостей буде мінімальним.

Максимальний темп розгону досягається на малих швидкостях. У міру приближення до кінцевої швидкості темп суттєво зніжується, а час маневру швидко збільшується.

У процесі введення вертольота в розгін унаслідок зменшення кута атаки і збільшення загального кроку $H\Gamma$ його частота обертання зменшується. Таким чином, розгін в усьому діапазоні швидкостей здійснюється при мінімально допустимій частоті обертання $H\Gamma$, і це визначає гранично можливий темп горизонтального розгону.

Характер поведінки вертольота в процесі розгону швидкості залежить від діапазону швидкості (рис. 3.1.3):

- на **I-му режимі** ($V > V_{ек}$) збільшення швидкості від V_I до $V_I + \Delta V$ потрібна потужність збільшується, тому пілоту, для забезпечення умови $H=const$, необхідно збільшувати потужність, що підводиться до $H\Gamma$ (не дозволяючи падіння частоти обертання $H\Gamma$ нижче мінімально дозволеної);

- на **II-му режимі** ($V < V_{ек}$) збільшення швидкості від V_{II} до $V_{II} + \Delta V$ потрібна потужність зменшується, тому потужність, що підводиться до $H\Gamma$, необхідно зменшувати пропорційно збільшенню швидкості.

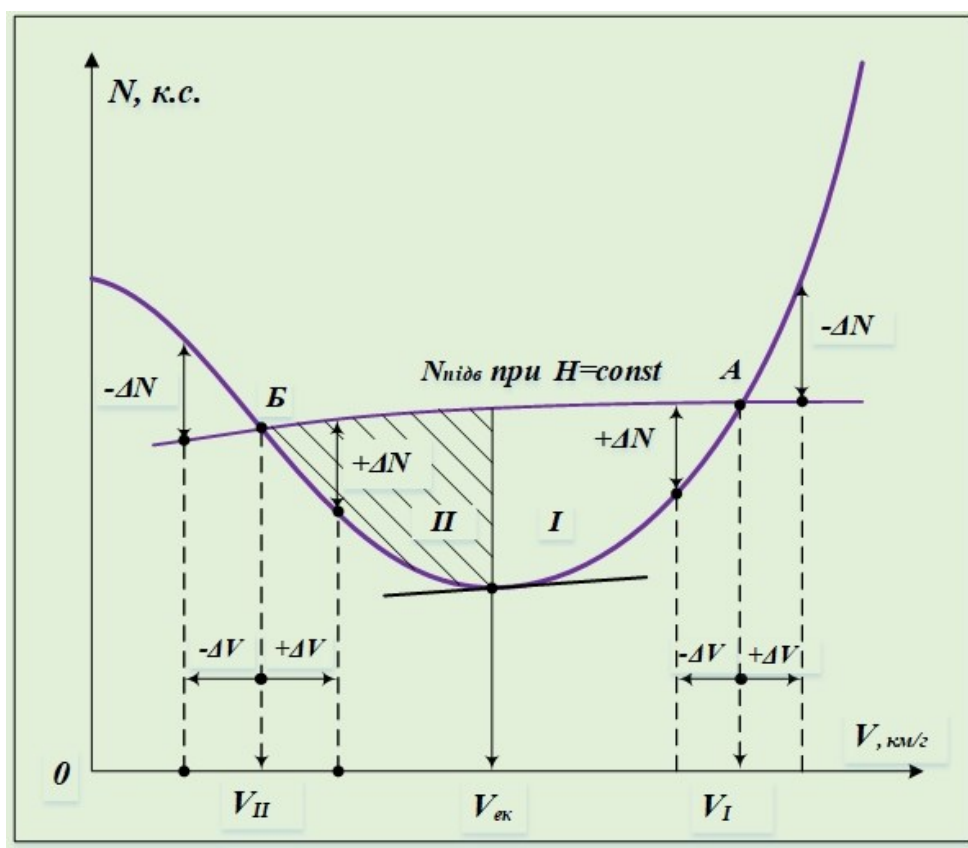


Рис. 3.1.3. Характер зміни потужності залежно від швидкості польоту на режимах розгону і гальмування

Горизонтальне гальмування — це прямолінійний політ з метою зменшення швидкості польоту.

Рівняння руху мають такий же вигляд, як і у випадку розгону, але в цьому випадку поздовжнє перевантаження буде негативним. Це означає, що $X_{aНГ} < X_{aф}$, а при великих значеннях кута атаки $X_{aНГ} + X_{aф} < 0$, тобто вони спрямовані проти руху (рис. 3.1.4).

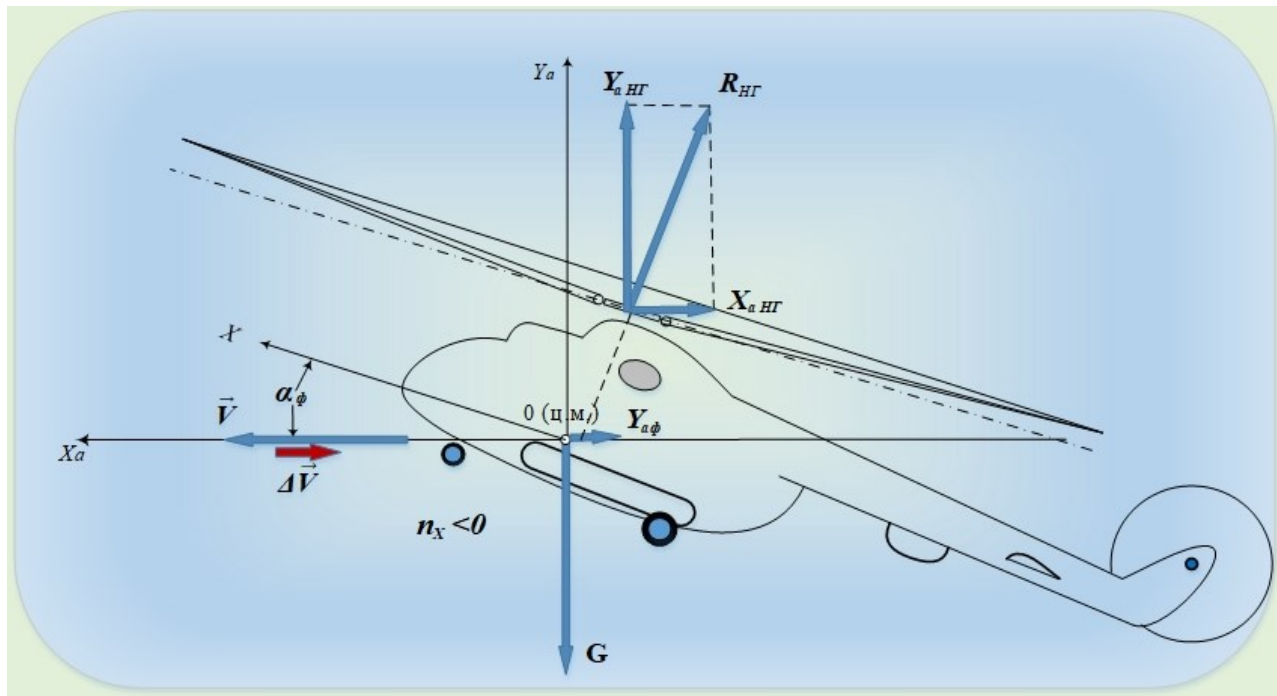


Рис. 3.1.4. Схема сил на горизонтальному гальмуванні

Виконання гальмування значно відрізняється на 1-му і 2-му режимах польоту:

- в діапазоні швидкостей **1-го режиму** (від V_{max} до $V_{ек}$) ефективність НГ зі створення сили тяги (перевантаження) за рахунок збільшення кута атаки більше балансувальною, що дозволяє виконувати гальмування при суттєвому зменшенні потужності двигунів; при зменшенні загального кроку і збільшенні кута атаки відбувається збільшення частоти обертання НГ (розкручування), темп збільшення частоти обертання НГ залежить від темпу зменшення загального кроку і темпу збільшення кута атаки (кута тангажа). Тому зменшення загального кроку і темп відхилення важеля керування «на себе» повинен бути таким, щоб частота обертання НГ не вийшла за обмеження;

- при гальмуванні на **2-му режимі** польоту розрахункова тяга НГ та його ефективність зі створення тяги суттєво зменшується в міру зменшення швидкості, тому для витримки постійності висоти при гальмуванні на 2-му режимі необхідно збільшувати потужність двигунів (збільшувати загальний крок) у міру зменшення швидкості.

Також при зменшенні швидкості проявляється тенденція вертольота до лівого крену і розвертання праворуч, що обумовлено змінами бічного балансування вертольота залежно від швидкості польоту.

3.1.4. Маневрування у вертикальній площині

До маневрів у вертикальній площині належать:

- введення в набір висоти з режиму горизонтального польоту;
- виведення з режиму набору висоти в горизонтальний політ;
- введення в зниження (*підісування*) з режиму горизонтального польоту;
- виведення з режиму зниження в горизонтальний політ.

Підісування з кутом нахилу траєкторії з кутом до 30° називається пологим, а з кутом більше 30° – стрімким.

На *рис. 3.1.5* показано схеми сил при введенні в набір висоти і виведенні з набору в горизонтальний політ (фігура «гірка»).

Гірка – фігура пілотажу у вертикальній площині, при виконанні якої вертоліт виконує набір висоти з кутом нахилу траєкторії, який перебільшує кут сталого набору висоти.

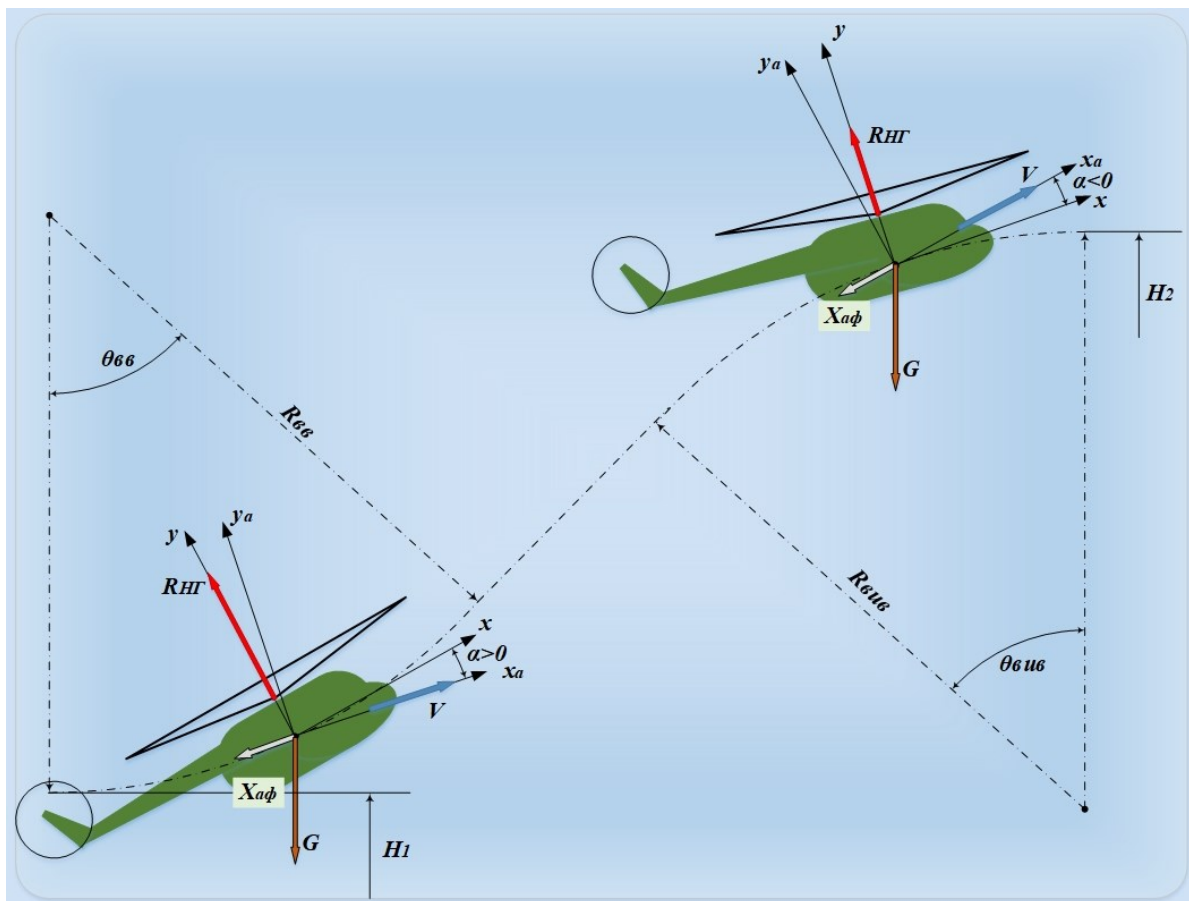


Рис. 3.1.5. Схема виконання фігури пілотажу «гірка»

Рівняння руху вертольота при виконанні «гірки» впливають із загальних рівнянь нестало руху при умовах - $\gamma = 0$; $\frac{d\Psi}{dt} = 0$:

$$\left. \begin{aligned} \frac{dV}{dt} &= g(n_x - \sin \Theta) \\ \frac{V^2}{R} &= g(n_y - \cos \Theta) \end{aligned} \right\}$$

З цих рівнянь випливають формули радіуса, кутової швидкості і зміни висоти:

$$R = \frac{V^2}{g(n_y - \cos \Theta)};$$

$$\omega = \frac{g(n_y - \cos \Theta)}{V};$$

$$\Delta H = H_2 - H_1 = R(1 - \cos \Theta)$$

Пікірування – фігура пілотажу у вертикальній площині, при виконанні якої вертоліт знижується за нахиленою траєкторією зі збільшенням швидкості польоту.

Через те що пікірування є ніби дзеркальним відображенням гірки, то рівняння руху будуть такими ж. Пікірування складається із введення, зниження за нахиленою траєкторією і виведення. Виведення з пікірування є найбільш відповідальним етапом маневру, особливо на малих висотах, тому що під дією інерційних сил виникає так зване «осідання» – додаткова втрата висоти. Осідання при виведенні з пікірування зворотно пропорційно прирощуванню нормального перевантаження $\Delta n_y \approx n_y - 1$ і прямо пропорційно квадрату вертикальної швидкості зниження перед началом виводу з пікірування - V_{yn}^2 . Схему виконання пікірування наведено на рис. 3.1.6.

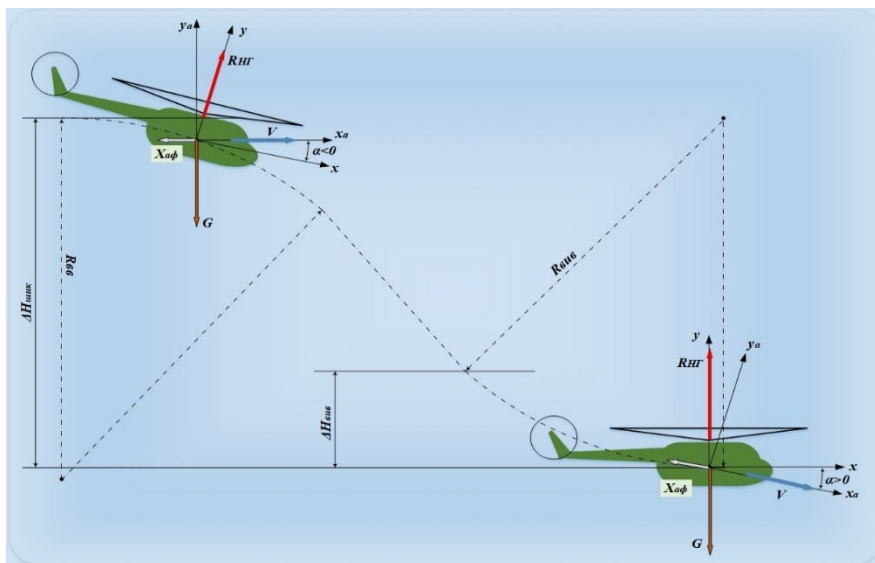


Рис. 3.1.6. Схема виконання пікірування

3.1.5. Маневрування у горизонтальній площині

3.1.5.1. Правильний віраж

Віраж – фігура пілотажу, при виконанні якої вертоліт розвертається в горизонтальній площині на 360° , частина віражу називається розворотом. Віраж із креном до 45° – неглибокий, з креном більше 45° – глибокий.

Правильний віраж – це віраж, який виконується зі сталими швидкістю і кутом крену без ковзання. Траєкторія правильного віражу – коло зі сталим радіусом (R) (рис. 3.1.7).

Якщо правильний віраж виконується з граничним для даної швидкості значенням нормального перевантаження, то називається **граничним віражем по перевантаженню**.

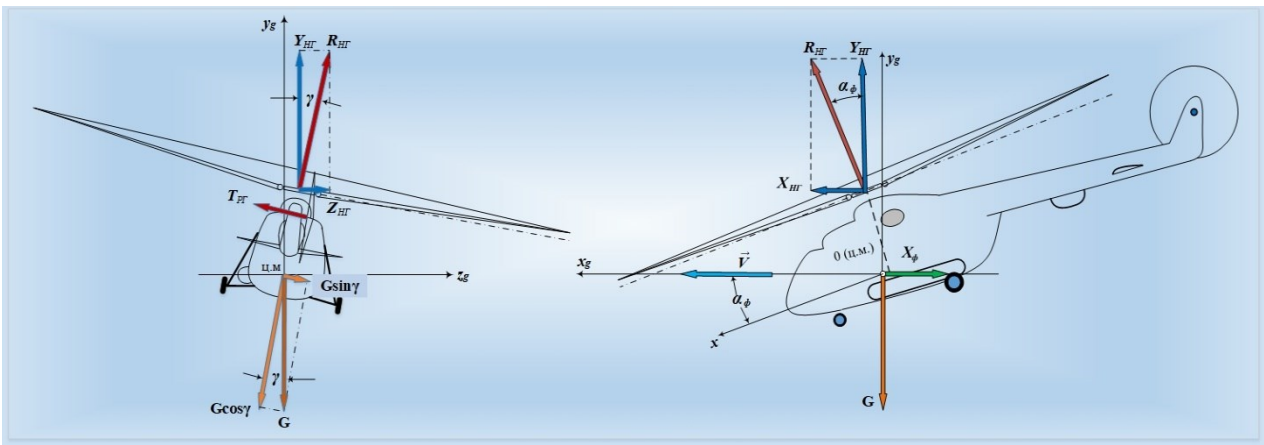


Рис. 3.1.7. Схема сил на правильному віражі

Рівняння руху на правильному віражі мають вигляд:

$$m \frac{dV}{dt} = \sum F_{x_g} = X_{HG} - X_\phi = R_{HG} \sin \alpha_\phi - X_\phi = 0 \rightarrow n_x = 0; \text{ умова } V = \text{const}$$

$$mV \frac{d\Theta}{dt} = \sum F_{y_g} = R_{HG} \cos \alpha_\phi \cos \gamma - G = 0; \rightarrow n_y \cos \gamma = 1:$$

$$\text{умова } \Theta = \text{const} = 0; H = \text{const}; \rightarrow n_y = \frac{1}{\cos \gamma}$$

$$m \frac{V^2}{R} = \sum F_{z_g} = R_{HG} \cos \alpha_\phi \sin \gamma; \rightarrow \frac{V^2}{R} = g \tan \gamma$$

Виходячи з рівнянь руху на правильному віражі, можливо визначити його характеристики:

$$\text{- радіус віражу: } R = \frac{V^2}{g \tan \gamma} = \frac{V^2}{g \sqrt{n_y^2 - 1}}$$

- кутова швидкість розвороту: $\omega_{\text{вп}} = \frac{g}{V} \operatorname{tg} \gamma = \frac{g}{V} \sqrt{n_y^2 - 1}$

- час розвороту на 360° : $t_{\text{вп}} = \frac{2\pi}{\omega_{\text{вп}}} = \frac{2\pi V}{g \operatorname{tg} \gamma} = 0,64 \frac{V}{\sqrt{n_y^2 - 1}}$

3.1.5.2. Неправильний віраж

Неправильний віраж, на відміну від правильного, виконується з ковзанням. Ковзання може бути як внутрішнім, так і зовнішнім. Наявність ковзання зумовлює появу бічного перевантаження (n_z). Це веде до відхилення повної аеродинамічної сили $НГ$ ($R_{НГ}$) від площини симетрії на кут крену:

$$\Delta\gamma = \operatorname{arctg} \frac{n_z}{n_y}$$

Зовнішнє ковзання збільшує нахил $R_{НГ}$ у бік розвороту і одночасно збільшує потрібне значення нормального перевантаження без зниження при даному куті крену:

$$n_y = \frac{1}{\cos(\gamma + \Delta\gamma)}$$

Це потребує або збільшення потужності, або зміни швидкості для забезпечення нового значення наявного перевантаження. Зовнішнє ковзання погіршує пілотування вертольота і знижує безпеку польоту при виконанні маневру на малих висотах.

При внутрішньому ковзанні кут нахилу результуючої сили ($R_{НГ}$) у бік розвороту зменшується, тому зменшується потрібне значення нормального перевантаження при заданому куті крену. Тому внутрішнє ковзання більш сприятливе з точки зору безпеки польоту.

3.1.6. Просторове маневрування

Найбільш розповсюдженим просторовим маневром є *спіраль* – маневр, який поєднує розвертання вертольота з набором висоти або зниженням. У першому випадку спіраль називається висхідною, в другому – низхідною.

Так само як і віраж, спіраль може бути неглибокою – з кутом крену до 45° , або глибокою – з кутом крену більше 45° .

Основними кінематичними характеристиками спіралі є:

- R – радіус розвертання;
- $\omega_{\text{сп}}$ – кутова швидкість розвертання;
- $H_{\text{сп}}$ – крок спіралі – набір висоти за один виток, $H_{\text{сп}}$.

Якщо кінематичні характеристики траєкторії в процесі виконання спіралі не змінюються, то вона називається сталою.

Схему сил на висхідній спіралі наведено на *рис. 3.1.8*. Рівняння спіралі отримуємо з рівнянь руху віражу, підставивши в них умови сталої спіралі:

$$- V = \text{const} \rightarrow \frac{dV}{dt} = 0;$$

$$- \Theta = \text{const} \rightarrow \frac{d\Theta}{dt} = 0.$$

Рівняння руху в перевантаженнях буде мати вигляд:

$$n_x = \sin \Theta$$

$$n_y = \frac{\cos \Theta}{\cos \gamma}$$

$$\frac{(V \cos \Theta)^2}{R_{cn}} = g n_y \sin \gamma$$

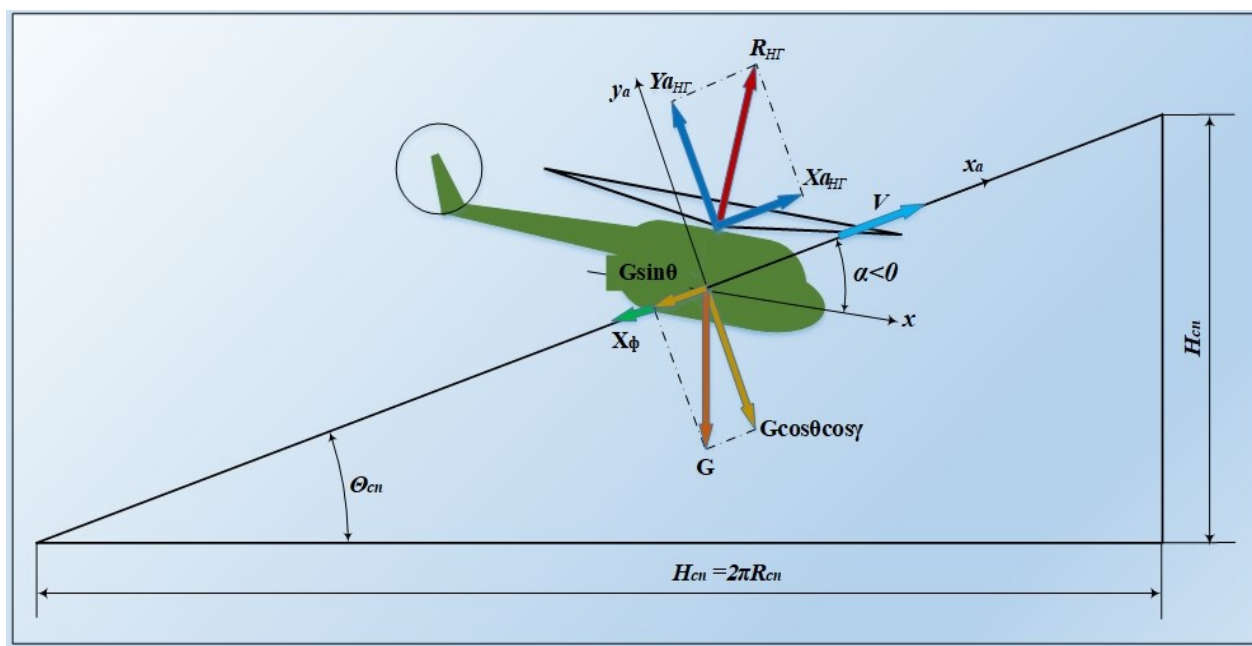


Рис. 3.1.8. Схема сил та кінематичні характеристики спіралі

Формули для розрахунків характеристик спіралі:

- радіус спіралі в горизонтальній площині

$$R_{cn} = \frac{(V \cos \Theta_{cn})^2}{g \sqrt{n_y^2 - \cos^2 \Theta_{cn}}} = \frac{V^2}{g \operatorname{tg} \gamma} \cos^2 \Theta_{cn};$$

- кутова швидкість розвороту в горизонтальній площині

$$\omega_{cn} = \frac{g}{V} \sqrt{n_y^2 - \cos^2 \Theta_{cn}} = \frac{g}{V} \operatorname{tg} \gamma;$$

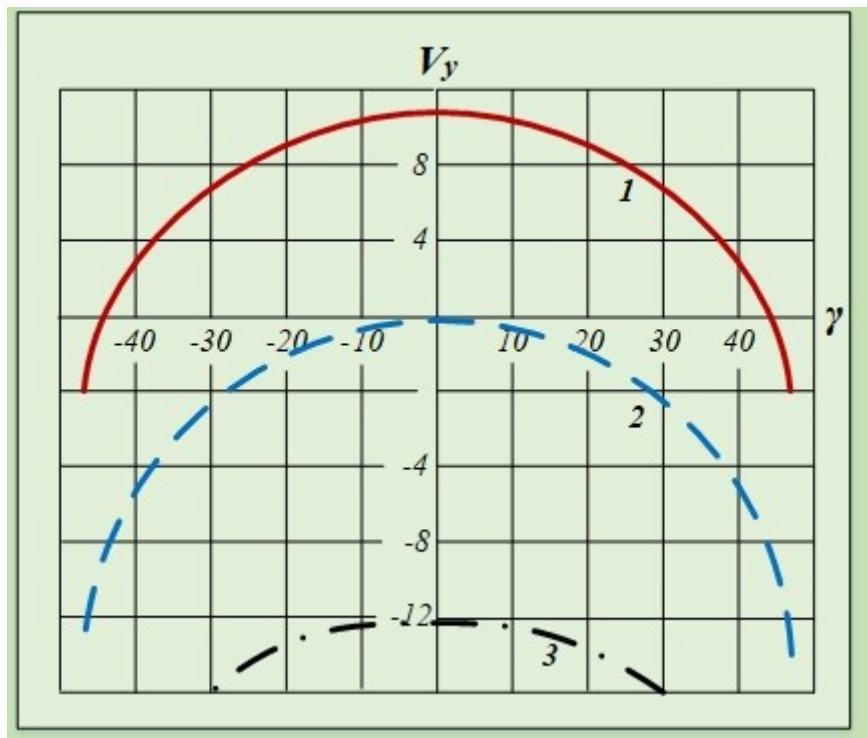
- час розвороту на 360° по курсу $t_{cn} = \frac{2\pi V}{g \sqrt{n_y^2 - \cos^2 \Theta_{cn}}} = \frac{2\pi V}{g \operatorname{tg} \gamma};$

- вертикальна швидкість на спіралі $V_y = V \sin \Theta_{cn};$

- крок спіралі $H_{cn} = V \cdot t_{cn} \sin \Theta_{cn} = V_y \cdot t_{cn}.$

У низхідній спіралі кут нахилу траєкторії, а також поздовжнє перевантаження будуть негативними.

Порівняно з правильним віражем потужність двигунів, яка потрібна для виконання висхідної спіралі, повинна бути більше при таких же значеннях кута крену і швидкості, тому що крім розвороту виконується і набір висоти. На *рис. 3.1.9* показано залежність вертикальної швидкості від кута крену при постійних значеннях швидкості і загального кроку.



*Рис. 3.1.9. Залежність V_y від γ на спіралі при $V=\text{const}$ і $\varphi_{зк}=\text{const}$:
1 – набір висоти; 2 – горизонтальний політ (віраж); 3 – авторотація*

ЛЕКЦІЯ 3.2. ЗЛІТ І ПОСАДКА, ЕТАПИ ТА ДИСТАНЦІЯ ЗЛЬОТУ І ПОСАДКИ ВЕРТОЛЬОТА

План лекції

- 3.2.1. Особливості руху вертольота по землі та експлуатаційні обмеження.
- 3.2.2. Особливості зльоту вертольота та експлуатаційні обмеження.
- 3.2.3. Особливості посадки вертольота та експлуатаційні обмеження.

3.2.1. Особливості руху вертольота по землі та експлуатаційні обмеження

Рух вертольота по землі в процесі руління, розбігу при зльоті та пробігу при посадці має низку істотних особливостей порівняно з польотом у повітрі, які пілот повинен враховувати. Зокрема, крім аеродинамічних сил і сили тяжіння (*a* на землі – *сили ваги*) на вертоліт діють ще сили реакції землі (N_{reak}) (*нормальні*) і сили тертя коліс ($F_{тр,}$) (*тангенціальні*), які показані на *рис. 3.2.1*, можливі й бічні сили тертя ($Z_{тр}$) (*рис. 3.2.2*). Рух по землі може бути сталим і несталим.

Хоча вертоліт, що рухається по землі, не має свободи обертання відносно поздовжньої і поперечної вісей, проте через високе розташування центру тяжіння і несиметричне розташування аеродинамічних сил за певних умов можливі поворот вертольота щодо цих вісей і навіть перекидання. Тому при рулінні, розбігу і пробігу важливо витримувати рівновагу поперечних сил і моментів.

При прямолінійному русі реактивний момент (M_{PHG}) повинен бути урівноважений моментом від тяги PG ($T_{PG} \cdot l_{p2}$). Крім того, щоб не було крену і рівномірно розподілялося навантаження на колеса і амортизаційні стійки шасі (*в поперечному напрямку*), має виконуватися рівність $Z_{HG} \cdot y_T = T_{PG} \cdot h_{pg}$. З останньої умови рівноваги моментів видно, що при різній довжині плечей y_{Ti} і h_{pg} порушується рівність бічних сил Z_{HG} і T_{PG} і з'являється бічна сила реакції (Z_{TP}). Пілот при рулінні (*розбігу або пробігу*) не може повністю проконтролювати виконання всіх перерахованих умов рівноваги. Особливо важко контролювати рівність бічних сил і моментів. Тому основне, на що пілот повинен постійно звертати увагу при рулінні, – це не допустити юзу і крену вертольота, особливо при рулінні по м'якому ґрунту. На *рис. 3.2.2* показана схема сил при відриві вертольотом переднього і основного правого коліс. У цьому випадку має місце перекидаючий момент ліворуч $M_{опр} = T_{p2} \cdot h + Y_{HG} \cdot l - G \cdot a - Z_{HG} \cdot b$. Для всіх вітчизняних одногвинтових вертольотів характерно прагнення перекинутися ліворуч (*у напрямку дії тяги PG*). Вертольоти, обладнані тристійковим шасі, як правило, прагнуть перекинутися ліворуч–уперед, а саме відносно вісі, що з'єднує точки опори переднього і лівого основного коліс. При крені ліворуч–уперед збільшується плече (h_{pg}) і зростає момент від тяги PG . Тому для стійкості руху по землі бажано, щоб тяга HG була якомога менше, а при появі крену необхідно, перш за все, зменшити загальний крок HG .

Тенденція вертольота по крену в той чи інший бік зросте при бічному вітрі, порушенні шорсткості шасі (*слабкій зарядці амортизатора*), збільшенні

передньої (x_T) і зменшенні вертикальної центровок (y_T), нахилі (ухилі) площадки, а також великій величині швидкості рулювання і особливо швидкості розвороту.

У зв'язку з цим у *Керівництві по льотній експлуатації* передбачені певні обмеження по швидкості вітру, руління, розбігу і пробігу, нахилу площадок, величині загального кроку $HГ$ при рулінні та інші. При русі вертольота по землі може виникнути особливе явище, що отримало назву *земного резонансу*.

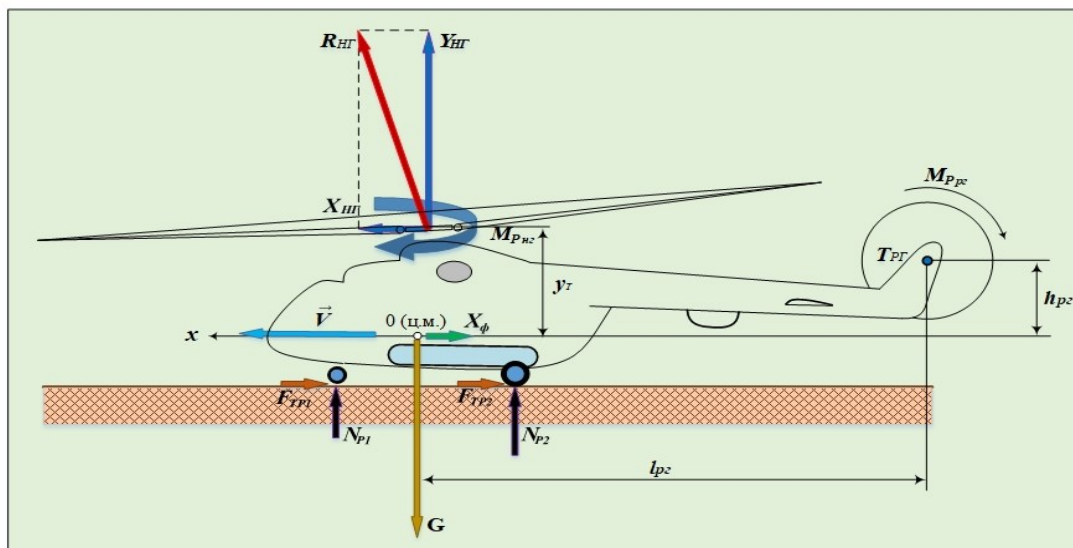


Рис. 3.2.1. Схема сил, що діють на вертоліт при русі по землі

Під *земним резонансом* розуміють самозбуджуючі коливання вертольота на шасі зі зростаючою амплітудою при рулінні, зльоті та посадці. Це явище небезпечне, тому що нерідко воно призводило до перекидання і поломки вертольотів. *Земний резонанс* може виникнути на вертольотах із м'яким шасі, у яких лопаті $HГ$ мають вертикальні шарніри. У даний час при конструюванні прагнуть повністю виключити ймовірність потрапляння вертольота в *земний резонанс* раціональним підбором характеристик демпферів вертикальних шарнірів лопатей, амортизацією шасі, спеціальними гасителями коливань тощо.

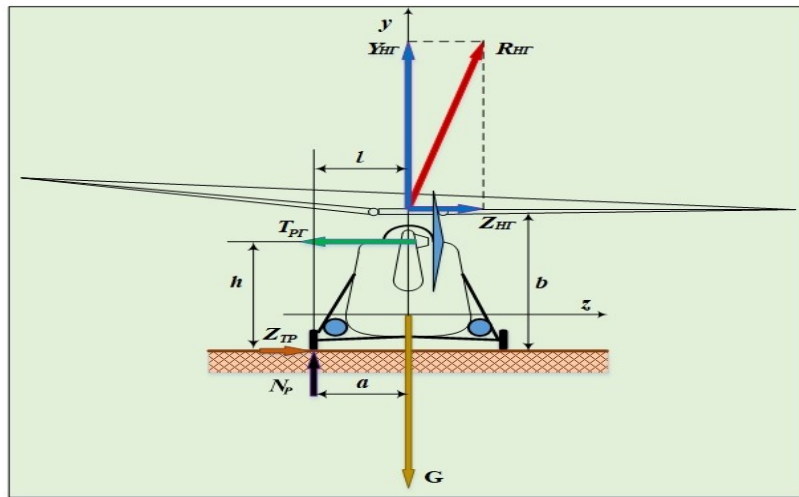


Рис. 3.2.2. Схема сил, що діють на вертоліт при крені ліворуч

Однак *земний резонанс* все ж може виникнути в процесі експлуатації при деяких несправностях вертольота і при неправильному його технічному обслуговуванні. Тому для пілота важливо знати природу цього явища, особливості поведінки вертольота і необхідні дії при випадковому попаданні в *земний резонанс*. Природа резонансних коливань полягає в певному поєднанні (складанні) одних коливань з іншими. Коли частоти таких коливань збігаються, виникає резонанс, зростає амплітуда коливань. Зокрема, *земний резонанс* виникає в результаті додавання коливань оберткових лопатей НГ в площині обертання відносно вертикальних шарнірів і власних коливань вертольота на шасі.

Коливання лопатей у площині обертання НГ виникають унаслідок порушення геометричної (і масової) симетрії розташування лопатей щодо центру обертання. Наприклад, розбіжність загального центру мас лопатей із центром обертання може статися при стоянці і непрацюючих двигунах, коли лопаті під дією своєї маси «збігаються» по нахиленій площині в бік відхилення вісі НГ. Аналогічна картина спостерігається під час руління при швидкому відхиленні вала НГ щодо оберткових лопатей через наїзд на кочку або попадання одного з коліс у яму. В результаті такої розбіжності центру мас лопатей НГ з центром їх обертання виникає змінна неврівноважена відцентрова сила, яка і призводить до розгойдування вертольота.

У вертольота, розташованого на пружному шасі, ці коливання можуть гаситися, залишатися незмінними або збільшуватися (*земний резонанс*).

При розкручуванні НГ під час запуску двигуна майже на всіх вертольотах спостерігається характерне розгойдування. У міру зростання обертів НГ зменшується амплітуда і збільшується частота цих коливань. Однак коливання вертольота при розкручуванні НГ можуть перерости в *земний резонанс* у разі певних відмов амортизації шасі, демпферів тощо.

Земний резонанс при рульній й розбігу (*пробігу*) має велику частоту і можливий тільки при певних швидкостях руху вертольота по землі, що для деяких вертольотів є однією з основних причин обмеження швидкості руління.

Джерелом енергії для коливань вертольота є обертковий НГ, а саме що

підводить до нього потужність. Виникнення *земного резонансу* визначається за збільшенням амплітуди коливань. Спочатку вертоліт розгойдується без відриву коліс від ґрунту, потім розгойдування дуже швидко досягає такої величини, що вертоліт ударається поперемінно то одним то іншим колесом. Увесь процес таких коливань може тривати не більше **6–7 с** до небезпечного крену, коли лопаті *НГ* можуть торкнутися землі. Тому дії пілота повинні бути дуже швидкими і своєчасними.

Для запобігання попаданню в *земний резонанс* необхідно, перш за все, суворо виконувати всі вказівки *інструкції з експлуатації* даного вертольота. Крім того, від пілота потрібне дотримання певних заходів при запуску й рулінні, а також при зльоті та посадці.

Найбільш важливі заходи для деяких вертольотів наступні:

- *при розкручуванні НГ і випробуванні роботи двигунів і трансмісії ручку керування слід тримати в положенні, при якому відсутня циклічна зміна настановних кутів, при цьому не можна допускати різких ривків важелями керування;*
- *на рулінні слід уникати нерівностей і великих швидкостей рулювання по м'якому ґрунту, глибокому і пухкому снігу;*
- *при розбігу бажано відрив виконувати на мінімально можливій швидкості, особливо при зльоті з майданчиків, що мають нерівності;*
- *при зльоті не можна утримувати вертоліт тривалий час у підвішеному стані, коли колеса ледь торкаються землі;*
- *на пробігу після приземлення необхідно відразу ж зменшити загальний крок НГ і загальмувати колеса.*

При попаданні вертольота в *земний резонанс* слід швидко повернути ручку керування в нейтральне положення, скинути важіль *крок-газ* вниз, вивести корекцію ліворуч до відмови і зупинити вертоліт. Якщо коливання не припиняються, вимкнути двигуни і швидко загальмувати *НГ*.

Для деяких вертольотів при виникненні *земного резонансу* на швидкостях більше **30–40 км/год** в процесі розбігу можна рекомендувати відхід від землі тільки в разі, якщо гальмування на землі більш небезпечно. Не можна при виникненні *земного резонансу* намагатися парирувати коливання вертольота відхиленнями ручки керування. Такі дії, як правило, причин не усувають, а навпаки, сприяють їх зростанню, тому що пілот ненавмисно запізнюється зі своєчасним їх відхиленням і потрапляє в резонанс із відхиленнями вертольота.

3.2.1.1. Особливості виконання руління, розбігу і пробігу

З огляду на наведені вище особливості та експлуатаційні обмеження, рух вертольота по землі доцільно здійснювати тільки підготовленими (*знайомими*) майданчиками, рульовою доріжкою. У всіх інших випадках краще виконати підльот.

Найбільш відповідальний момент початку руління – зрушення. У цей момент повинні бути плавними рухи важелями керування, особливо якщо вертоліт тривалий час стояв на м'якому і в'язкому ґрунті або рихлому снігу. Тому для

зрушення, щоб подолати опір тертя та інерцію вертольота, необхідно ввести корекцію, плавно збільшити загальний крок *НГ* (в допустимих межах) і відхилити ручку керування трохи від себе. Як тільки вертолiт почне рух вперед, плавно зменшити загальний крок *НГ* до рекомендованої величини. На одногвинтових вертольотах не слід для зрушення відхиляти ручку керування від себе до упору і «допомагати» знакозмінними відхиленнями педалей, тому що при цьому збільшується вібрація вертольота (удари лопатей по упорам) і відбувається додаткове навантаження передньої стійки. Колесо, ще більш заглибившись у ґрунт, перешкоджає зрушенню, а зміна тяги *РГ* розгойдує вертолiт і сприяє його перекиданню. Іноді зрушенню заважає переднє колесо, розвернуте під 90° ліворуч, або загальмовані основні колеса. В цьому випадку одногвинтовий вертолiт при зрушенні прагне розвернутися ліворуч.

Деякі пілоти, прагнучи вирулити чітко прямо, припускаються помилки – відхиляють уперед до упору праву педаль, перешкоджаючи розвороту ліворуч. Наприклад, на вертольоті *Ми-8* при загальному кроці *НГ* $\phi = 4^\circ$ і відданій уперед ручці керування створюється значний перекидаючий момент щодо вісі, що з'єднує розвернуте ліворуч переднє колесо й основне ліве колесо. Вертолiт замість рушання починає кренитися ліворуч – уперед. Такий рух вертольота сприймається пілотом як незвичний. У даній ситуації треба плавно зменшити загальний крок *НГ* і з'ясувати причину, що перешкоджає вирулюванню.

На рулінні необхідно витримувати швидкість. Особливо важливо стежити за швидкістю на розворотах при наявності бічного вітру, щоб зменшити ймовірність перекидання. Напрямок при рулінні слід зберігати плавним відхиленням педалей. За наявності бічного вітру ручка керування відхиляється в бік вітру.

При появі крену в той чи інший бік необхідно відразу ж парирувати його ручкою керування, одночасно доцільно відхилити вперед педаль у бік крену (крен лівий – уперед ліву педаль) і водночас зменшити загальний крок *НГ*. Такі заходи, як правило, запобігають подальшому крену й перекиданню. Це особливо важливо враховувати на одногвинтових вертольотах при розворотах праворуч на великій швидкості. При парируванні крену не можна різко скидати загальний крок *НГ*. Справа в тому, що при різкому скиданні загального кроку вертолiт також різко опускається на основне колесо і починає енергійно розгойдуватися, що може викликати *земний резонанс* або перекидання при неправильних діях пілота.

Для зупинки або гальмуванні при пробігу не можна різко і до відмови брати ручку керування на себе. Це особливо небезпечно робити на одногвинтових вертольотах з одночасним натисканням на важіль гальмування коліс. Вертолiт різко зупиняється, причому за інерцією «киває вниз», а несучий гвинт відхиляється назад, що при зустрічному вітрі створює сприятливі умови для удару лопатями *НГ* по хвостовій балці. Отже, зупиняти вертолiт треба також плавними відхиленнями важелів керування.

3.2.2. Особливості зльоту вертольота та експлуатаційні обмеження

Зліт – це *несталий прискорений рух* вертольота. Його можна порівняти з маневром, тому що всі елементи виконуються разом у певній послідовності для досягнення цілком конкретної мети. По суті, це комплекс різних режимів. У зліт входять вертикальний підйом, висіння, горизонтальний розгін, введення вгору і майже сталий режим набору висоти за нахиленою траєкторією. Обов'язковою умовою для зльоту є наявність певного надлишку тяги (*потужності*) на *НГ*.

На вертольотах широко застосовуються два способи зльоту: *по-вертолітному* і *по-літаковому*.

1. Зліт по-вертолітному – це зліт вертольота без розбігу з відривом по вертикалі, з подальшим збільшенням (*розгоном*) поступальної швидкості і переведенням його в набір висоти.

2. Зліт по-літаковому – це зліт вертольота з розгоном до швидкості, необхідної для відриву, з подальшим розгоном і переведенням його в набір висоти. Той чи інший спосіб зльоту обирається залежно від характеру майданчиків, зовнішніх умов, завантаження вертольота і надлишку потужності.

При виконанні зльоту важливо враховувати так звані небезпечні зони при відмові одного або обох двигунів, які зображені на *рис. 3.2.3*. При виконанні зльоту необхідно намагатися по можливості уникати входу в них.

Зона I – вважається небезпечною при відмові всіх двигунів, установлених на вертольоті, тому що в цьому випадку не забезпечується достатньою мірою безпечна посадка, особливо якщо пілот запізнюється зі своєчасним скиданням загального кроку *НГ* і переведенням вертольота на поступальний політ. При цьому падають оберти *НГ* і швидко наростає вертикальна швидкість зниження. Однак при своєчасних (*без запізнення*) і правильно виконаних діях пілота можливе безпечне приземлення навіть при відмові двигунів у цій зоні.

Зона розділена *пунктирною лінією* на *дві частини*. Додатково заштрихована зона, небезпечна навіть при відмові одного з двигунів, якщо на вертольоті силова установка складається з декількох двигунів.

Зона II – представляє певну небезпеку при виконанні розгону з великими негативними кутами тангажа (*більше 20°*) і використанням максимальної потужності *СУ*. В цьому випадку при відмові двигуна (*двигунів*) пілот не встигає зреагувати і вертоліт, зачепившись переднім колесом об землю, перекидається.

З урахуванням цих експлуатаційних обмежень траєкторія польоту вертольота під час зльоту по можливості повинна проходити з безпечного «*кори-дору*» (*рис. 3.2.3*).

При вимушеному заході в небезпечні зони необхідно прагнути скоротити час перебування в них до мінімуму. Слід зауважити, що небезпека зон значно знижується з підвищенням якості техніки пілотування пілота його підготовки до дій в аварійній ситуації і натренованості. Цьому сприяють тренування на тренажерах і тренажних комплексах при моделюванні аварійних ситуацій, що можуть статися в польоті.

При зльоті пілота необхідно враховувати експлуатаційні обмеження щодо граничної маси.

Обмеження швидкості зустрічного вітру враховують дві основні причини:

перша – можливість удару лопатей по хвостовій балці при розкручуванні *НГ* під час запуску і зупинки після виключення двигунів, і друга – при швидкостях вітру понад **25 м/с**, як правило, спостерігається велика турбулентність повітря, а саме значні за величиною швидкості висхідні й низхідні потоки повітря поблизу землі, а також великі зміни швидкості (*пориви*) вітру, і політ у таких умовах є небезпечним.

Швидкість бічного вітру обмежується, в основному, за запасами шляхового керування, щоб виключити потрапляння вертольота в мимовільний розворот. Як було показано раніше, потреби дачі педалей збільшуються при висінні з лівим і правим вітром. Крім того, при швидкостях вітру праворуч більше **10 м/с** під час розкрутки і зупинки *НГ* можливий удар лопатей по хвостовій балці.

Швидкість попутного вітру обмежується по запасам поздовжнього керування при гранично-задньому центруванні вертольота і через можливість потрапляння гарячих газів на вхід у двигуни.

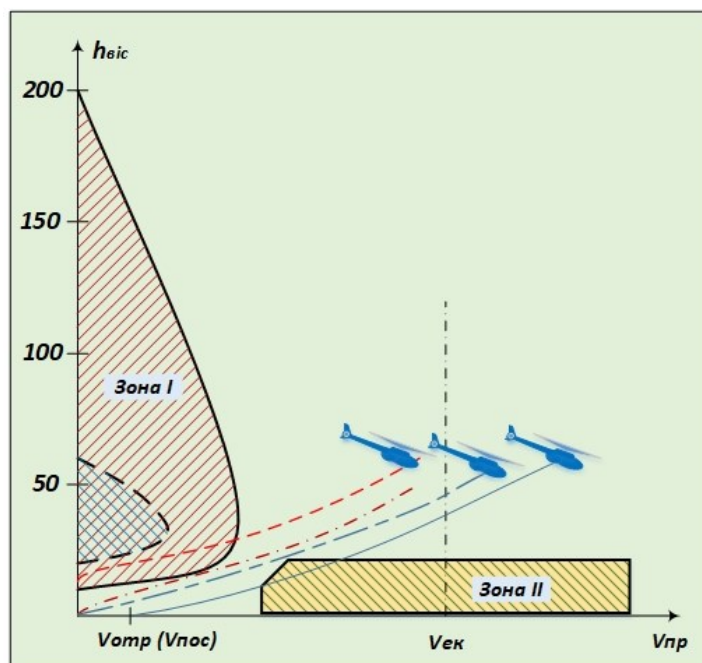


Рис. 3.2.3. Небезпечні зони зльоту, висіння і посадки при відмові двигунів

Не менш важливим при зльоті є дотримання обмежень за темпом переміщення важеля загального кроку *НГ* вгору і оборотами *НГ*. В основному, темп обмежений через прийомистість двигуна (двигунів). Як правило, переміщення важеля «крок-газ» швидше, ніж зазначено в *Керівництві по льотній експлуатації*, веде до падіння обертів *НГ*. Через те що оберти *НГ* падають не відразу, можливий навіть відрив вертольота від землі і набір висоти, але потім неминуче відбувається самовільне зниження справного в усіх відношеннях вертольота. Тому, щоб не сталося мимовільного зниження вертольота, пілот повинен постійно контролювати темп переміщення важеля загального кроку *НГ* і число обертів *НГ*. Крім того, навіть якщо двигуни мають досить високу прийомистість, пілот змушений дотримуватися певного темпу переміщення важеля «крок-газ».

У цілому пілоту доводиться перед зльотом урахувувати досить велику кількість суперечливих чинників, щоб забезпечити безпеку зльоту і польоту. Виконання контрольного висіння дозволяє пілоту ще раз переконатися в наявності певного запасу потужності для виконання зльоту та в надійності роботи СУ, всіх систем і агрегатів вертольота. Крім того, контрольне висіння необхідно і для визначення можливості посадки з урахуванням передбачуваних або відомих умов на майданчику майбутнього приземлення.

Безумовно, для визначення запасу потужності на висінні, особливо у високірих умовах, потрібен певний досвід. Однак, як показує практика, можна рекомендувати для перевірки можливостей вертольота наступні правила.

Якщо вертоліт висить на висоті:

- **більше радіуса НГ** над майданчиком і перешкодами, оточуючими майданчик, можна виконувати зліт будь-яким способом, у тому числі і поза зоною впливу повітряної подушки;

- **не більше 3 м** над майданчиком з відкритими підходами – зліт може бути виконаний або по-вертолітному в зоні впливу повітряної подушки, або політаковому;

- **не більше 1,5 м** над майданчиком – зліт можна виконувати тільки політаковому.

У всіх випадках, якщо польотна маса вертольота не дозволяє застосувати обраний спосіб зльоту, необхідно її зменшити.

3.2.2.1. Зліт по-вертолітному

Зліт по-вертолітному є майже для всіх вертольотів основним способом зльоту. Він простий за технікою виконання і достатньою мірою забезпечує безпеку польоту при зльоті з майданчиків обмежених розмірів. Цей спосіб зльоту може виконуватися з різними траєкторіями (*види зльоту*), які визначаються наступними умовами: *розміром майданчика, висотою перешкоди, підходами, перевищенням над рівнем моря, температурою зовнішнього повітря, злітною масою вертольота (рис. 3.2.4).*

Траєкторію зльоту по-вертолітному можна умовно розділити на чотири характерних етапи:

I – відрив вертольота від землі і вертикальний підйом зі швидкістю 1–1,5 м/с;

II – короткочасне зависання і плавний перехід на розгін;

III – горизонтальний або нахилений розгін до швидкості 0,5–0,7 від $V_{ек}$;

IV – перехід у набір висоти з подальшим збільшенням швидкості до $V_{пр} = V_{ек}$.

Зліт по-вертолітному може виконуватись:

а) з розгоном у зоні впливу повітряної подушки;

б) за нахиленою траєкторією;

в) з розгоном поза зоною впливу повітряної подушки.

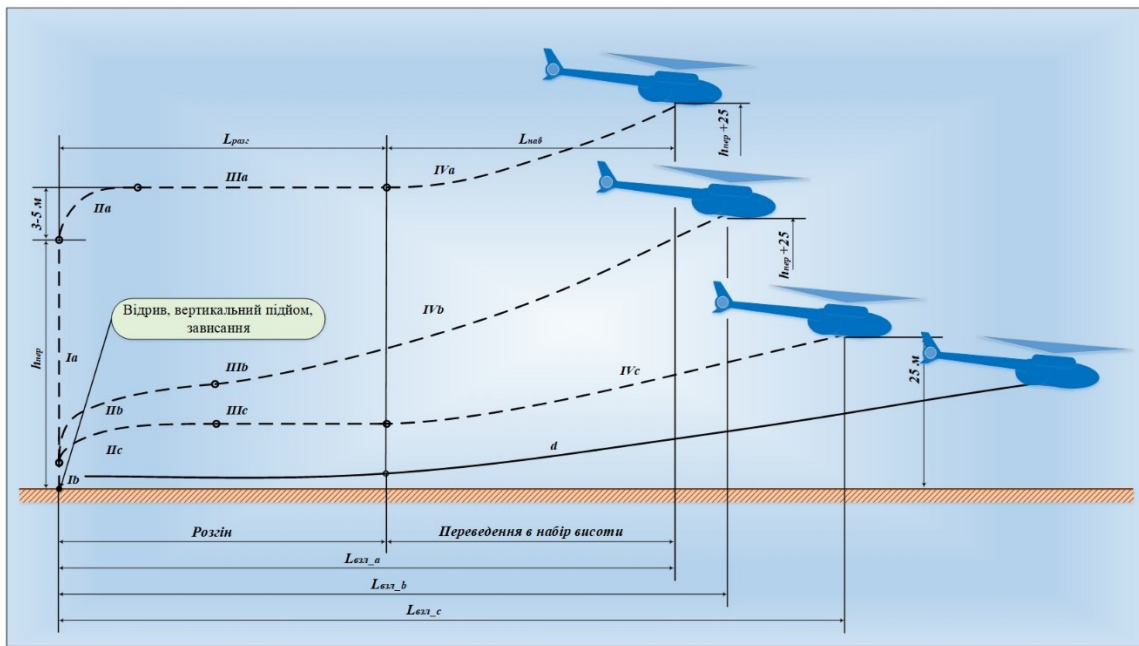


Рис. 3.2.4. Схема траєкторій зльоту вертольота

1. Зліт по-вертолітному з розгоном в зоні впливу повітряної подушки застосовується, як правило, з майданчиків, що мають відкриті підходи (на аеродромах). З навчальною метою такий вид зльоту виконується з неповним використанням усього надлишку потужності (а саме, при роботі двигунів на номінальному режимі), щоб був ще, так би мовити, «невикористаний» запас і щоб не створювати на розгоні поблизу землі великі негативні кути тангажа.

Перевагою даного виду зльоту по-вертолітному треба вважати можливість виконання зльоту з майданчиків обмежених розмірів, які не мають перешкод у напрямку зльоту. Цей вид зльоту набув найпоширенішого застосування.

2. Зліт по-вертолітному за нахиленою траєкторією рекомендується застосовувати на майданчиках обмежених розмірів, що мають у напрямку зльоту перешкоди висотою 3–5 м. Цей вид зльоту має перевагу – він дозволяє повністю використовувати максимальну зльотну потужність СУ одночасно на розгін швидкості й набір висоти.

Особливо раціонально застосування цього виду зльоту на вертольотах, які мають значний запас потужності. Крім того, такий вид зльоту найбільш безпечний на випадок відмови обох двигунів, тому що вертоліт слідує фактично по «коридору безпеки» (рис. 3.2.3) і може здійснити посадку на майданчик зльоту, а при відмові одного з двигунів такий вид зльоту забезпечує навіть продовження польоту.

3. Зліт по-вертолітному з розгоном поза зоною впливу повітряної подушки застосовується також із майданчиків обмежених розмірів, коли маса вертольота дозволяє виконати висіння над майданчиком на висоті, що перевищує радіус НГ. Даний вид зльоту використовується при перевезенні вантажів на зовнішній підвісі, при зльоті із заповнених майданчиків або майданчиків, покритих снігом, який щойно випав, а також і з навчальною метою. Такий зліт виконується майже при повному використанні потужності двигунів, а саме на граничній можливості НГ. Крім того, при такому зльоті вертоліт входить у небезпечну зону I (рис. 3.2.3).

3.2.2.2. Особливості виконання зльоту по-вертолітному

При виконанні зльоту необхідно, дотримуючись зазначених обмежень, відокремити вертоліт від землі. Переміщення важелів керування повинно бути координованим, парировати тенденції вертольота до крену і розвороту ліворуч. Набравши необхідну для того чи іншого виду зльоту висоту з вертикальною швидкістю $1-1,5$ м/с, слід виконати короткочасне зависання (*висіння*), потім плавним переміщенням ручки керування від себе і з одночасним збільшенням загального кроку *НГ* перевести вертоліт на розгін, зберігаючи при цьому координацію напрямку польоту і висоту. Після досягнення швидкості, що дорівнює приблизно $(0,5-0,7) V_{ек}$, плавно перевести вертоліт у набір висоти з подальшим збільшенням швидкості до $V_{пр} = V_{ек}$, яка майже на всіх вертольотах є найвигіднішою швидкістю набору висоти.

Особливість зльоту на деяких типах вертольотів, із шасі, що випускаються в польоті, полягає в тому, що після встановлення швидкості доцільно прибрати шасі, тому що на великих швидкостях погіршується економічність польоту. Зліт вважається закінченим після досягнення висоти стандартної перешкоди – **25 м**.

3.2.2.3. Зліт по-літаковому

Зліт по-літаковому застосовується на вертольотах рідше, як правило, з переважувальною масою в умовах, коли провести зліт іншими способами практично неможливо через нестачу потужності *СУ*. Цей зліт вимагає рівного майданчика (*вертодрому*) для розбігу, щоб виключити можливість виникнення *земного резонансу*.

Зліт із заповнених (*засніжених*) майданчиків зі щільним і рівним ґрунтом (*сніжним покривом*), розміри яких перевищують довжину злітної дистанції, більш раціонально виконувати по-літаковому з відривом вертольота після того, як заповнена (*снігова*) хмара залишиться позаду нього.

Траєкторію зльоту по-літаковому умовно можна розділити на три етапи (*рис. 3.2.5*):

- *I* – розбіг по землі до швидкості відриву ($V_{отр} \approx 0,5V_{ек}$);
- *II* – відрив і витримування з розгоном швидкості в зоні впливу повітряної подушки;
- *III* – переведення в набір висоти з подальшим розгоном до швидкості найвигіднішого набору висоти ($V_{пр} = V_{ек}$).

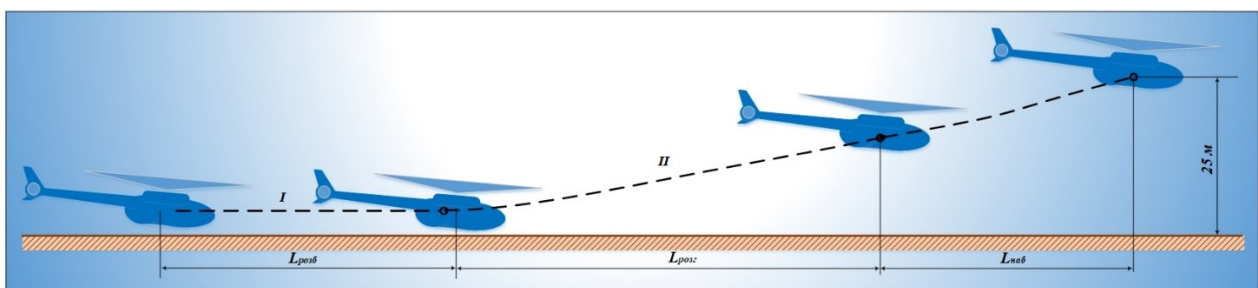


Рис. 3.2.5. Зліт по-літаковому

Особливості виконання зльоту виходячи з перерахованих етапів наступні:

1) плавно відхилити ручку керування від себе з одночасним переміщенням важеля загального кроку $НГ$ вгору до досягнення потужності $N_{e,ном}$, а правою педаллю вперед зрушити вертоліт і виконати розбіг до швидкості $0,5V_{ек}$, потім подальшим збільшенням загального кроку $НГ$ до $N_{e,взл}$ і невеликим переміщенням ручки керування на себе відокремити вертоліт від землі;

2) у процесі розгону при надмірно великому відхиленні ручки керування від себе майже для всіх одногвинтових вертольотів характерно прагнення відірвати від землі спочатку основні колеса. Зліт із переднього колеса небезпечний через можливість його руйнування, тому що при підвищеному навантаженні та великій швидкості (понад 80 км/год) можуть виникати мимовільні коливання носового колеса (явище шиммі). Тому пілот повинен стежити за поведінкою вертольота і своєчасним узяттям ручки керування на себе парировати цю тенденцію вертольота;

3) після відриву з поступовим відходом від землі вертоліт розганяється до швидкості $0,7 V_{ек}$ і плавно переводиться в набір висоти з розгоном до $V_{пр} = V_{ек}$.

3.2.3. Особливості посадки вертольота та експлуатаційні обмеження

Посадка – це завершальний етап польоту, що є одним із найбільш складних і відповідальних його елементів за технікою пілотування. Посадка, так само як і зліт, являє собою маневр, оскільки всі її елементи виконуються разом у певній послідовності, взаємопов'язані між собою і призначені для однієї мети – зробити безпечне приземлення на заданому (необхідному) місці. У посадку входять багато з викладених вище режимів: зниження за нахиленою траєкторією з працюючими двигунами (планування на РСНВ), виведення з планування з одночасним гасінням швидкості (вирівнювання), майже горизонтальне гальмування (витримання), висіння, вертикальне зниження, приземлення і пробіг. З енергетичної точки зору, посадка – це неусталений (уповільнений) рух, під час якого гаситься кінетична енергія вертольота для безпечного приземлення.

Для виконання посадки без бічних зсувів і втрати напрямку слід суворо дотримуватися умов бічної рівноваги координованим відхиленням важелів керування.

У процесі гальмування, вирівнювання і витримання необхідно забезпечити зниження вертольота за заданою траєкторією із заданими вертикальною і поступальною швидкостями. При виконанні перерахованих режимів треба стежити за тими особливостями роботи $НГ$ і $СУ$, які були розглянуті вище, щоб не допустити виходу вертольота за обмеження і попадання в самовільне зниження і розворот.

На вертольотах застосовуються два способи посадки: по-вертолітному і по-літаковому.

Посадка по-вертолітному – це посадка без пробігу з попереднім зависанням над місцем приземлення на встановленій висоті з наступним вертикальним зниженням до приземлення.

Посадка по-літаковому – це посадка із приземленням на встановленій поступальній швидкості з подальшим пробігом.

Застосування того чи іншого способу посадки обумовлюється розмірами і покриттям майданчиків, польотною масою вертольота, запасом потужності, зовнішніми умовами.

Розглянемо основні експлуатаційні обмеження та деякі особливості при виконанні того чи іншого способу посадки:

1) *перш за все, при побудові маневру* для виконання посадки необхідно враховувати зазначені основні небезпечні при відмові двигуна (двигунів) зони **I і II** (рис. 3.2.3). Оптимальною можна вважати траєкторію, яка за швидкостями і висотами розташовується в «коридорі безпеки» між цими зонами. Всі перераховані обмеження для зльоту за зовнішніми умовами, темпом переміщення важеля загального кроку *НГ* та інші застосовуються і до посадки. Крім того, при посадці по-літаковому V_{noc} повинна дорівнювати або бути близькою $V_{\text{отр.}}$;

2) *захід і розрахунок на посадку* виконуються шляхом побудови прямокутного маршруту або з прямої. В процесі побудови такого маневру необхідно випустити шасі (на тих вертольотах, де воно прибирається в польоті) і уточнити швидкість і напрямок вітру. Для полегшення в цілому складного процесу виконання посадки захід на посадку рекомендується проводити суворо проти вітру. Це збільшує запаси по потужності і по шляховому керуванню, необхідні в інтересах більшої безпеки.

Розрахунок на посадку, як правило, уточнюється на зниженні зі зміни поступальної і вертикальної швидкостей польоту приблизно до висоти **100 м**, при цьому віддалення від місця приземлення має бути не менше **1000 м**. З цієї висоти, як правило, пілот виконує передпосадкове зниження і фактично з цього моменту можна вважати, що виконується посадка. В ході такого маневру пілот прагне виконати рух за заданою траєкторією (глісадою) зниження для приземлення точно в зазначеному (обраному) місці;

3) у процесі зниження за нахиленою траєкторією треба поступово гасити поступальну і вертикальну швидкості, щоб до місця приземлення підійти з нульовою поступальною і вертикальною швидкостями.

3.2.3.1. Посадка по-вертолітному

Посадка по-вертолітному майже для всіх вертольотів є основним способом посадки. Вона отримала настільки широке застосування завдяки простоті техніки виконання та наявності у вертольотів запасу потужності, що забезпечує безпеку приземлення навіть на майданчику обмежених розмірів із перешкодами на підходах. Цей спосіб посадки може виконуватися за різними траєкторіями, які тією чи іншою мірою обумовлюються багатьма експлуатаційними чинниками, такими як розмір майданчика, висота перешкод, підходи, перевищення над рівнем моря, температура зовнішнього повітря, політна (посадкова) маса тощо.

Траєкторію посадки по-вертолітному можна умовно поділити на такі найбільш характерні етапи (рис. 3.2.6):

– **I** – вирівнювання (зниження) з $H = (1,5 - 2) D_{\text{нГ}}$ за нахиленою траєкторією на швидкості $0,7V_{\text{ек}}$ з вертикальною швидкістю **2–3 м/с** при гальмуванні

вертольота до швидкості польоту $0,5 V_{ек}$ і вертикальної швидкості $0,5-1 \text{ м/с}$;

– *II* – витримування (подальше зменшення швидкості до зависання) з одночасним гасінням вертикальної швидкості до нуля;

– *III* – короткочасне зависання й вертикальне зниження з $V_y = 2-4 \text{ м/с}$ до висоти 1 м ;

– *IV* – вертикальне зниження з висоти 1 м з поступовим гасінням V_y до $0,2-0,1 \text{ м/с}$ і приземлення.

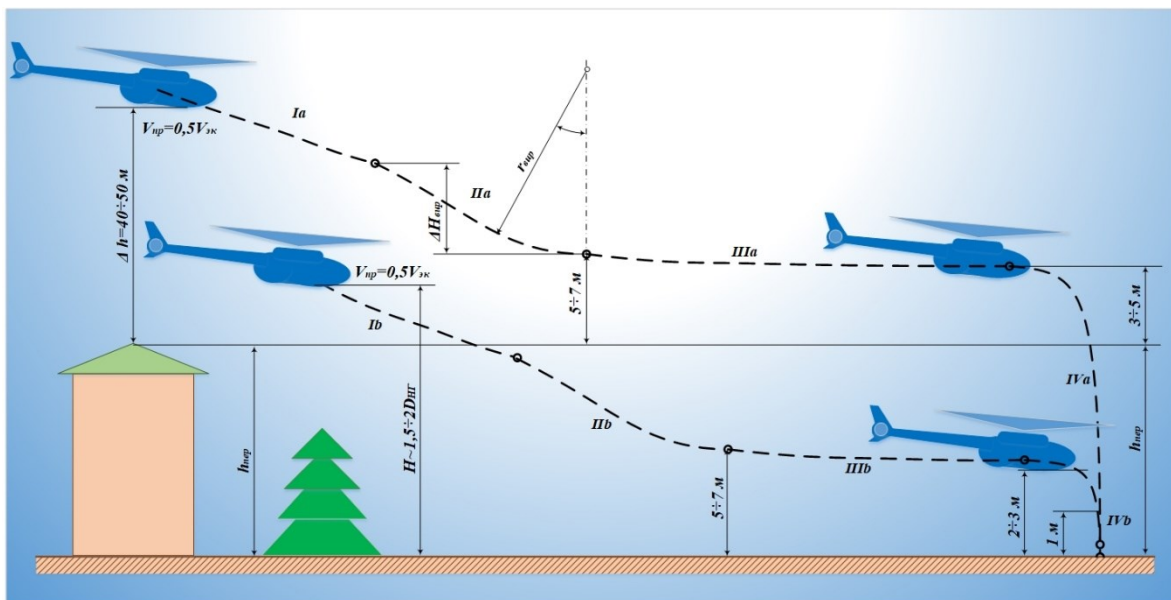


Рис. 3.2.6. Схеми траєкторій посадки по-вертолітному
а) із зависанням у зоні впливу повітряної подушки;
б) із зависанням поза зоною впливу повітряної подушки.

1. Посадка по-вертолітному із зависанням у зоні впливу повітряної подушки (рис. 3.2.5, *а*) застосовується для приземлення як на майданчики обмежених розмірів із відкритими підходами і невисокими перешкодами ($3-5 \text{ м}$), так і на аеродроми й підготовлені майданчики з навчальною метою. Цей вид посадки має ту перевагу (порівняно з іншими видами посадки), що дозволяє здійснити посадку на майданчик обмежених розмірів із мінімальним запасом потужності. Він забезпечує досить високу безпеку польоту і, крім того, простий за технікою пілотування і виконання розрахунку. Особливістю цієї посадки є те, що вирівнювання закінчується на висоті, що дорівнює приблизно половині радіуса $HГ$ вертольота (рис. 3.2.5, *а*), в подальшому витримування і зависання виконуються на швидкостях і висотах ($1-2 \text{ м}$), де найбільш ефективний вплив повітряної подушки.

2. Посадка по-вертолітному із зависанням поза зоною впливу повітряної подушки застосовується для приземлення на майданчики обмежених розмірів із перешкодами на підходах висотою більше радіуса $HГ$ вертольота. Цей вид посадки використовується і у випадках здійснення посадок на запорошених майданчиках, майданчиках, покритих снігом, який щойно випав, під час перевезення вантажів на зовнішній підвісці, а також із навчальною метою. Така посадка

виконується, як правило, при повному використанні потужності двигунів і, звичайно, більш небезпечна при їх відмові, тому що вхід і зависання здійснюються в небезпечній *зоні І* (рис. 3.2.3).

3. Особливості виконання посадки по-вертолітному

Після проходження контрольної точки $H = 100$ м із заданими V_{np} і V_y пілот починає плавним відхиленням ручки керування на себе зменшувати поступальну швидкість. При цьому почне збільшуватися вертикальна швидкість, тому що політ виконується на швидкостях *другого режиму*. Але згідно з прийнятим законом збереження кута нахилу траєкторії необхідно, щоб вертикальна швидкість не збільшувалася, а навпаки зменшувалася. Тому друга обов'язкова умова – збільшення загального кроку $HГ$. Темп гасіння вертикальної і поступальної швидкостей повинен бути таким, щоб при виході на висоту $(1,5-2,0)$ $D_{не}$ швидкість V_{np} дорівнювала $(0,5-0,7)$ $V_{ек}$, а V_y дорівнювала $0,1$ V_{np} . Збільшувати загальний крок $HГ$ і кут тангажа треба з таким розрахунком, щоб не допускати збільшення вертикальної швидкості більше 2 м/с.

Надалі більш енергійним переміщенням ручки керування на себе і збільшенням загального кроку $HГ$ вертоліт виводиться з кута планування. При цьому не можна (майже для всіх *одногвинтових вертольотів*) різко і надмірно збільшувати кут тангажа (*більше 10°*). У разі якщо вертикальна швидкість зменшується недостатньо, швидко ще додатково збільшити загальний крок $HГ$.

При енергійному збільшенні кута тангажа $HГ$ швидко переходить на позитивні кути атаки. При цьому збільшуються оберти $HГ$ і внаслідок цього скидається потужність двигунів (зменшуються оберти турбокомпресора n_{mk}). У наступну мить, коли вертоліт закінчить вирівнювання, через швидке зменшення швидкості в момент відхилення ручки керування від себе починають зменшуватись оберти $HГ$. У результаті розвивається мимовільне зниження вертольота, іноді супроводжується розворотом, тому що і тяга $РГ$ падає. Таке різке вирівнювання зі збільшенням кута тангажа більше 10° на вертольотах із ГТД потрібно вважати помилкою льотчика. Крім того, в процесі вирівнювання можна запізнитися зі збільшенням загального кроку $HГ$, тому що пізніше та різке переміщення веде, як правило, до перетягування важеля «*крок-газ*» і перенавантаження $HГ$.

У процесі підходу вертоліт проходить так звану швидкість тряски, тривалий політ на якій небажаний. Тому на цій швидкості доцільно не затримуватися, для чого своєчасно збільшується загальний крок $HГ$ і, щоб кут тангажа не перевищував 10° , ручка віддається від себе. Ці дії відбуваються майже над місцем приземлення на заданій висоті, в цей момент вертольоту надається посадкове положення, потім плавним відхиленням важеля загального кроку $HГ$ вниз встановлюється вертикальна швидкість зниження 1 м/с, яка гаситься поступово на висоті 1 м, і в подальшому витримується V_y не більше $0,2$ м/с до приземлення. Після приземлення спільний крок $HГ$ необхідно відразу ж скинути до упору і вивести корекцію.

3.2.3.2. Посадка по-літаковому

Посадка по-літаковому застосовується на вертольотах рідше, за винятком вертольотів **Мі-6**, де цей спосіб посадки вважається основним. Застосування посадки по-літаковому обмежено через деяку складність виконання приземлення і можливості виникнення *земного резонансу*, шиммі переднього колеса, руйнування рульового гвинта, вузлів підвіски двигунів та інших агрегатів конструкції при грубому приземленні. Однак такий спосіб посадки застосовується на всіх вертольотах вимушено при перевантажувальній масі для даних умов, коли посадку по-вертолітному виконати неможливо через брак потужності, а, крім того, при відмові (вимкненні) двигуна.

На *рис. 3.2.7 а), б)* показані різні види траєкторії посадки по-літаковому при працюючих двигунах і на режимі самообертання *НГ*.

Траєкторію посадки по-літаковому можна умовно поділити на чотири послідовні етапи (*рис. 3.2.7-а*):

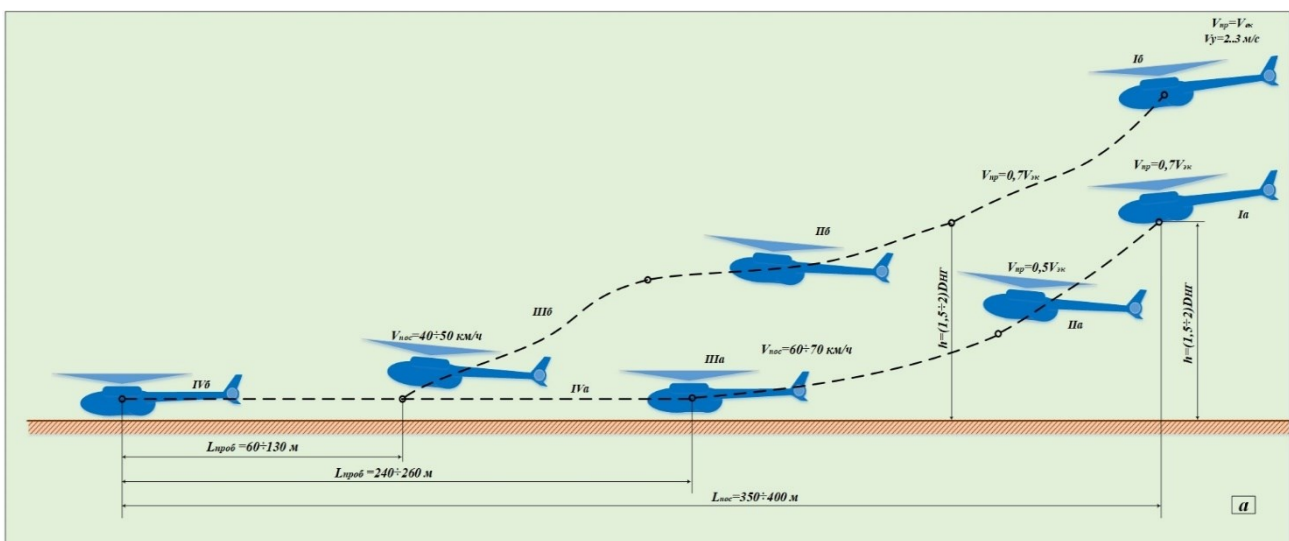
I передпосадкове зниження (*планування*) до $H = (1,5 - 2) D_{\text{нв}}$ за нахиленою траєкторією з гальмуванням вертольота до $V_{\text{пр}} = 0,7 V_{\text{ек}}$;

II вирівнювання (*виведення з кута зниження*) в зниженні до $3-5 \text{ м}$ з гальмуванням вертольота до $V_{\text{пр}} = 0,5 V_{\text{ек}}$ і гасінням вертикальної швидкості до $0,5 \text{ м/с}$;

III витримування (*гальмування вертольота до $V_{\text{нос}}$*) з гасінням вертикальної швидкості до $0,2 \text{ м/с}$ і зниженням до $h = 1 \text{ м}$;

IV приземлення з $V_y = 0,1 - 0,2 \text{ м/с}$ і пробіг із гальмуванням до повної зупинки.

Посадка по-літаковому з працюючими двигунами застосовується в разі браку потужності для виконання посадки іншим способом (*із навчальною метою*) тільки на спеціальний майданчик (*аеродром*), що забезпечує безпечний пробіг після приземлення. Основна її перевага – можливість виконання безпечної посадки на майданчик порівняно невеликих розмірів (*по довжині $250 \div 300 \text{ м}$*) з перевантажувальною масою вертольота. Це значно підвищує економічність використання вертольотів у конкретних умовах експлуатації.



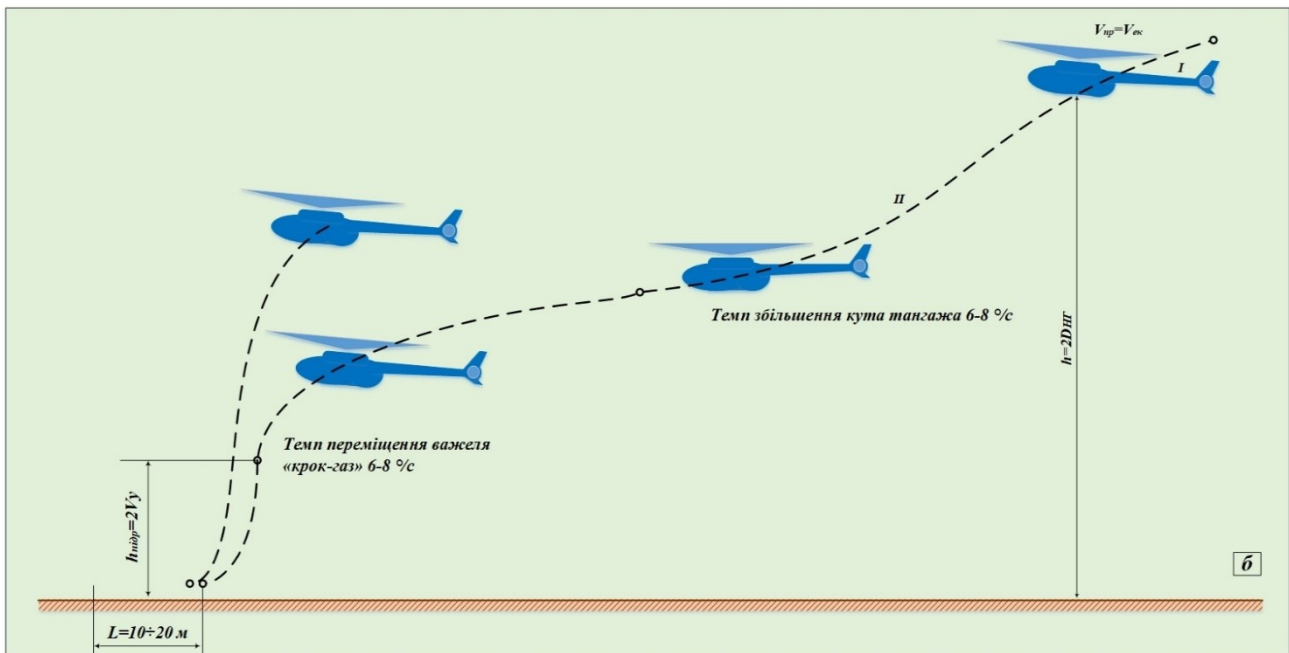


Рис. 3.2.7. Схема різних траєкторій посадки по-літаковому (а) і на РСНГ (б)

Особливістю посадки по-літаковому з працюючими двигунами є зниження за більш пологою траєкторією, ніж при посадці по-вертолітному, причому вертоліт знижується в точку початку вирівнювання, яка повинна відстояти від точки приземлення приблизно на **150–200 м** (залежно від типу вертольота), на висоті, що приблизно дорівнює висоті стандартної перешкоди – **25 м**, швидкість за траєкторією в цій точці дорівнює **$0,7V_{ек}$** , вертикальна швидкість при цьому може досягати **3–5 м/с**. Вирівнювання виконується більш плавно з одночасним збільшенням загального кроку *НГ* з таким розрахунком, щоб закінчити його на висоті **2–3 м** на **$V = 0,5 V_{ек}$** і щоб вертикальна швидкість зменшилася до **0,5 м/с**.

Далі після невеликого витримування вертоліт плавно приземляється, при цьому його можна ще «підтримати» зміною загального кроку *НГ*.

Після приземлення необхідно зменшити загальний крок *НГ*, ручку керування поставити в нейтральне положення й загальмувати колеса. На деяких вертольотах можна здійснити гальмування гвинтом, для чого ручку керування після приземлення слід трохи відхилити на себе (але не до упору, тому що збільшується ймовірність удару лопатями по хвостовій балці).

Відпрацювання такої глісади зниження на посадці в звичайних польотах необхідне для застосування в разі відмови одного з двигунів. Особливістю посадки з одним двигуном, що відмовив, порівняно зі звичайною посадкою по-літаковому, є більш енергійне та більш потрібне збільшення кроку *НГ* при виконанні «підриву» для забезпечення м'якого приземлення (з **$V_y = 0,2$ м/с**).

3.2.3.3. Посадка на режимі самообертання несучого гвинта

Посадка на **РСНГ** – **режимі самообертання несучого гвинта** (відмовили або вимкнені двигуни) є різновидом способу посадки по-літаковому. Посадка на **РСНГ** за методикою виконання значно відрізняється від описаної вище при працюючих двигунах більш крутої глісади планування одночасним виконанням вирівнювання і «підриву» і швидкоплинністю всіх основних етапів посадки. Зазвичай, планування на **РСНГ** виконується на $V_{ек}$. Розрахунки показують, що кут планування на $V_{пр} = V_{ек}$ майже для всіх вертольотів знаходиться в межах $14-16^0$. А це означає, що для розрахунку обраного майданчика, на який може спланувати вертоліт, рекомендується застосувати наступне правило для грубої прикидки: вибір майданчика дорівнює приблизно чотирьом висотам (при плануванні на швидкості найбільшої дальності вибір дорівнює п'яти висотам). При плануванні на **РСНГ** з поступальною швидкістю вертоліт володіє запасом кінетичної енергії руху та обертання **НГ**. Фізичний сенс посадки вертольота на **РСНГ** полягає в тому, що кінетична енергія руху вертольота і обертання **НГ** використовується пілотом при дії важелями керування в інтересах зменшення до мінімального значення вертикальної швидкості в момент приземлення.

Виконання посадки на РСНГ можливо, в крайньому випадку, трьома методами:

- **по-літаковому** – майже без використання запасу енергії обертання **НГ**;
- **з «підривом»** – з використанням енергії поступального руху вертольота;
- **комбінованим** – з використанням енергії обертання **НГ** і поступального руху вертольота.

1. Метод по-літаковому може бути застосований при відмові керування важелем загального кроку **НГ**, коли неможливо перемістити його вгору. При цьому для безпечного приземлення і пробігу необхідний рівний без кочок майданчик (аеродром) з відкритими підходами, тому що у вертольота буде досить велика швидкість приземлення і у зв'язку з цим збільшений пробіг. Крім того, даний метод вимагає значного збільшення кута тангажа (до $15-18^0$), щоб вивести вертоліт із планування. На одnogвинтових вертольотах це створює небезпеку торкання поверхні землі рульовим гвинтом.

2. Метод з «підривом» у чистому вигляді застосовується теж тільки у виняткових випадках, як правило, при відмові одного або обох двигунів на вертикальних режимах, а також при польоті на малих швидкостях і гранично малих висотах, коли немає можливості перейти на поступальний політ. Крім того, цей метод важкий для пілота через необхідність точного розрахунку початку переміщення важеля загального кроку **НГ** вгору, щоб забезпечити безпечне приземлення. Отже, із навчальною метою його виконувати не можна.

Сутність цього методу – реалізувати енергетичні можливості **НГ**, що обертається, для гасіння вертикальної швидкості. Обертаючись, гвинт може віддати значну кількість енергії (потужності) повітряному потоку при раціональному його використанні і, отже, здатний погасити значну вертикальну

швидкість. Однак важливо пам'ятати, що цією можливістю $HГ$ можна скористатися лише один раз і час цього використання обмежений часом падіння обертів $HГ$ приблизно до **70 %**.

На *рис. 3.2.7*, як приклад, показана залежність часу «підриву» для гасіння різних вертикальних швидкостей при вертикальному зниженні на вертольоті **Mi-8**. Вертикальний шлях, пройдений при цьому вертольотом (*втрата висоти*), дорівнює приблизно двом вертикальним швидкостям зниження перед початком виконання «підриву», а саме $H_{подр} = (1,5 - 2) V_y$ (*рис. 3.2.6*). У момент підходу вертольота до висоти «підриву» необхідно енергійно за півтори – дві секунди перемістити важіль «*крок-газ*» до крайнього верхнього положення з темпом **6–8°/с**, не допускаючи збільшення кута тангажа, крену і бічних переміщень. Збереження обертів $HГ$ в експлуатаційних межах перед початком виконання «підриву» є необхідною умовою для успішного виконання безпечної посадки. На *рис. 3.2.7* показані величини вертикальних швидкостей, які можна погасити при максимальних і мінімальних обертах $HГ$ у момент «підриву». Збереження обертів $HГ$ в експлуатаційних межах перед початком виконання «підриву» є необхідною умовою для успішного виконання безпечної посадки. На *рис. 3.2.8* показані величини вертикальних швидкостей, які можна погасити при максимальних і мінімальних обертах $HГ$ в момент «підриву».

Темп падіння обертів при «підриві», як показує практика, знаходиться в межах **10 %/с**, а оберти $HГ$, при яких $HГ$ не створює перевантаження $n_y \geq 1$, дорівнюють приблизно **70 %**. При «підриві» з обертів **100 %** несучий гвинт протягом **3 с** створює перевантаження $n_y = 1,8 - 1,6$, а з обертів **85 %** протягом **1,5 с** – перевантаження не більше **1,5**. З цього прикладу і простого розрахунку зрозуміло, наскільки важливим є збереження обертів $HГ$ при відмові двигунів.

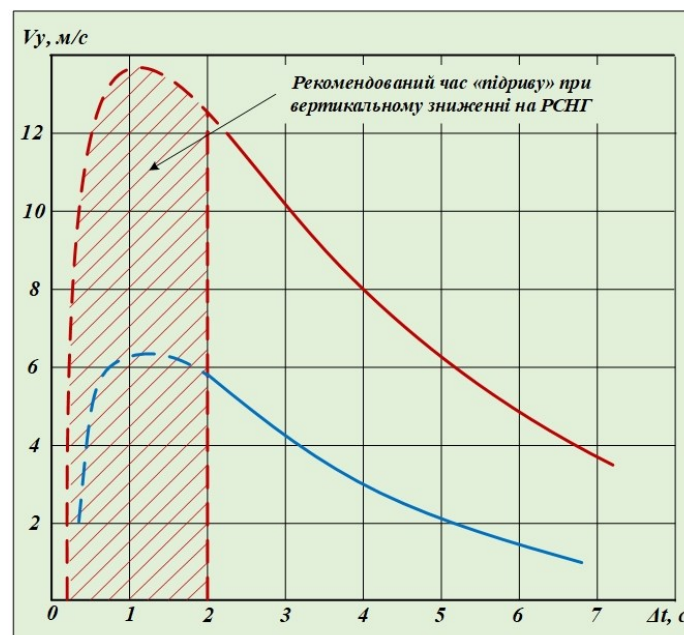


Рис. 3.2.8. Схема залежності $V_y = f(t)$ – впливу часу підриву $HГ$ на величину погашеної вертикальної швидкості V_y

Несучі гвинти вертольотів *Mi-2, Mi-6 і Mi-8* можуть, поки падають оберти *НГ* до **70 %**, погасити вертикальну швидкість зниження до **12–14 м/с**, необхідна висота при цьому повинна бути **20–28 м**. Така ж закономірність зберігається і для менших швидкостей вертикального зниження (наприклад, при $V_y = 6–8 \text{ м/с}$ $H_{\text{подр.}} = 10–15 \text{ м}$). Але якщо вертикальна швидкість зниження буде більше **15 м/с**, погасити її повністю практично не вдається. В цьому і полягає небезпека зазначеної вище **зони I** (рис. 3.2.3).

При виконанні «*підриву*» можливі дві помилки пілота: ранній або пізній початок виконання «*підриву*». При ранньому початку переміщення важеля «*крок-газ*» вгору можливе передчасне зависання і потім падіння вертольота із заданої висоти. При пізньому переміщенні важеля «*крок-газ*» тяга *НГ* не встигає повністю погасити вертикальну швидкість, при цьому теж можливий удар з непогашеною вертикальною швидкістю. Тому пілоту необхідно тренувати окомір у точному визначенні висоти, порівнюючи її з величиною вертикальної швидкості зниження, що дозволить значно скоротити небезпечну зону і в аварійній ситуації забезпечить збереження вертольота та життя екіпажу.

3. Комбінований метод посадки на РСНГ був найбільш поширеним. Він являє собою синтез двох попередніх методів і дозволяє найбільш повно використовувати енергетичні можливості *НГ* і вертольота.

Перевагою даного методу є можливість виконання посадки з мінімальною вертикальною і поступальною швидкостями, що забезпечує безпечне приземлення на невідготовлену площадку з мінімальним пробігом навіть при відмові всіх двигунів на гранично малій висоті. Однак при виконанні посадки комбінованим методом необхідне суворе виконання вказівок *Керівництва по льотній експлуатації* з витримання швидкості планування, висоти початку вирівнювання і моменту початку виконання «*підриву*». Швидкість планування, близьку до економічної, приблизно до висоти початку вирівнювання доцільно витримувати майже на всіх вертольотах.

Початок вирівнювання визначається візуально за висотою залежно від типу вертольота і його маси в межах **30–50 м**. Вирівнювання необхідно виконувати енергійним переміщенням ручки керування на себе зі збільшенням кута тангажа до **15°**. Енергійне виведення з планування дає (за рахунок збільшення кута атаки *НГ*) додаткову розкрутку *НГ* і більш енергійне зменшення поступальної швидкості. При цьому вертикальна швидкість може зменшитися на **3–4 м/с** і вертолїт повинен бути виведений на висоту **10–15 м**. Зростання обертів *НГ* в цьому випадку – дуже важливий фактор для успішного виконання «*підриву*».

Наступний важливий етап – це надання вертольоту посадкового положення і визначення висоти виконання «*підриву*» ($H_{\text{подр.}}$). «*Підрив*» у даному випадку, на відміну від розглянутого вище, має свої особливості, оскільки вертикальна швидкість менше і вертолїт має певну поступальну швидкість. Початок переміщення важеля «*крок-газ*» має бути на висоті $H_{\text{подр.}} = 1,5 V_y$, а темп переміщення важеля «*крок-газ*» такий же **6–8°/с**. Переміщати важіль «*крок-газ*» слід також безперервно і до відмови. При комбінованому методі посадки порівняно з посадкою по-літаковому необхідно в момент виконання «*підриву*» більш енергійно зменшувати позитивний кут тангажа до посадкового значення для даного вертольота.

3.2.3.4. Особливості посадки з бічним вітром

При виконанні посадки з граничною масою іноді пілоти змушені будувати маневр для заходу на майданчик із бічним вітром, швидкість якого близька або перевищує обмеження за *Керівництвом по льотній експлуатації*. Це може статися, наприклад, у горах, в ущелині або в бойовій обстановці. У цих випадках, щоб виключити потрапляння одnogвинтового вертольота на зависанні в мимовільний розворот ліворуч, необхідно вести боротьбу зі зносом.

1. При лівому бічному вітрі доцільно здійснювати боротьбу зі зносом на посадковому курсі за допомогою ковзання (рис. 3.2.9). Для цього пілот у процесі зниження і передпосадкового гальмування кренить вертоліт у бік вітру, зберігаючи прямолінійний рух і компасний курс (*КК*) постійними. Тут, з точки зору практичної аеродинаміки, є кілька позитивних факторів. Прибираючи правий крен, пілот зменшує складову T_z , отже, *НГ* працює більш економічно, майже всю тягу витрачаючи на урівноваження сили тяжіння. Бічна рівновага сил і моментів зберігається за рахунок бічної сили фюзеляжу, що створюється в результаті ковзання. А у зв'язку з тим, що ковзання саме по собі діє ще і як «гальмівні щитки», в цьому випадку гальмування виходить трохи більш енергійним унаслідок шкідливого опору фюзеляжу. Хоча при такому русі права педаль дається вперед.

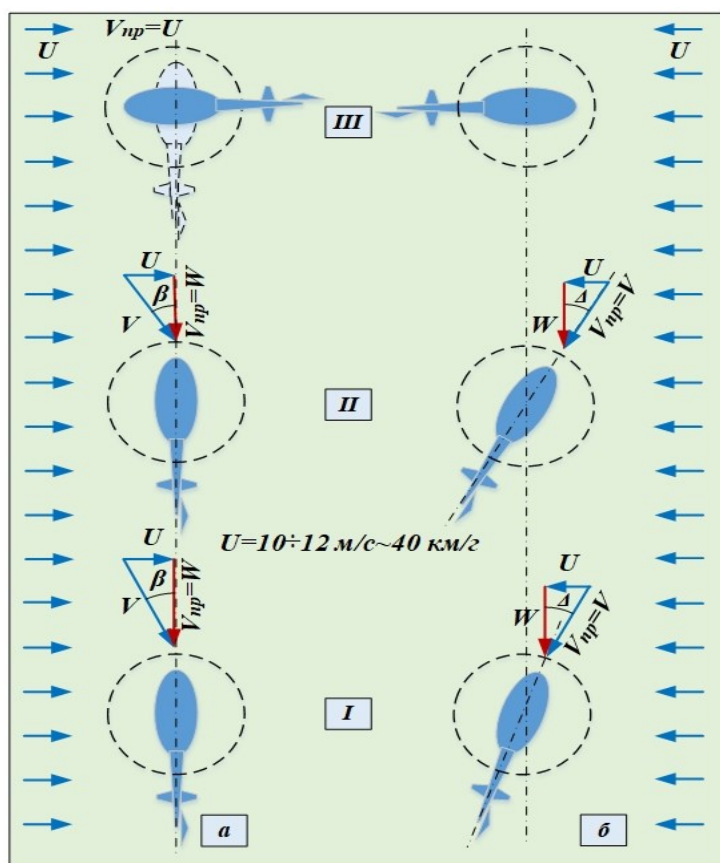


Рис. 3.2.9. Схема методів боротьби зі знесенням вертольота на посадці:
а) ковзанням ($КК = const$); б) курсом ($КК = var$)

На *рис. 3.2.9, а)* показані три положення фюзеляжу на трьох характерних етапах посадки (*I* – вирівнювання, *II* – витримування і *III* – зависання). У момент зависання вертоліт сам прагне розвернутися проти вітру, причому в процесі такого розвороту кутова швидкість обертання зменшується і вертоліт зависає проти вітру.

2. При правому бічному вітрі боротися зі знесенням, здійснювати посадку раціонально курсовим методом. При цьому пілот у процесі вирівнювання і витримування весь час довертає вісь вертольота праворуч, на вітер, зберігаючи водночас напрямок руху (*рис. 3.2.9, б)*). При посадці з бічним вітром, коли його швидкість перевищує значення, допустимі за *Керівництвом по льотній експлуатації*, важливо не допустити ненавмисного розвороту ліворуч. Пілот, підвертаючи вертоліт у напрямку вітру (*змінюючи курс*), забезпечує косе обтікання *РГ* і необхідний запас ходу правої педалі навіть на зависанні. До моменту зависання (*положення III*) вертоліт фактично вже розвернено проти вітру. Якщо для прикладу взяти швидкість вітру для *Мі-8 10–12 м/с* ($V_{np} = 40 \text{ км/год}$), то на вирівнювання (*положення*) необхідно вже розвернути вертоліт від курсу посадки на кут 30° , а в процесі витримування (*положення II*), коли $V_{np} = 50 \text{ км/год}$, кут відвороту $\alpha = 45^\circ$. При відповідному тренуванні такий метод заходу на посадку особливої складності не представляє. Практика показала, що якщо з правим вітром боротися за допомогою ковзання (як у *першому випадку*), то потрібно створювати порівняно великий правий крен. Велике значення поперечної сили (T_z) – в цьому випадку «з'їдає» частину підйомної сили *НГ*, а в момент зависання, коли потрібна повна потужність *СУ*, додаткові витрати потужності викликають зменшення оборотів *НГ*, мимовільне зниження і мимовільний розворот ліворуч, тобто хвостом на вітер.

Отже, для одногвинтових вертольотів основним методом боротьби зі знесенням на посадковому курсі при лівому бічному вітрі є метод ковзання, а при правому – курсовий метод.

РЕКОМЕНДОВАНІ НАВЧАЛЬНО-МЕТОДИЧНІ ДЖЕРЕЛА

Основна література

1. Аеродинаміка та динаміка польоту вертольота. Частина І. Аеродинаміка вертольота : навч. посіб. / А. Г. Зінченко, О. О. Бурсала, О. Л. Бурсала та ін. ; за заг. ред. А. Г. Зінченка. – Харків: ХНУПС, 2016. – 402 с.
2. Аеродинаміка та динаміка польоту вертольота. Часть II. Динаміка польоту вертольота : навч. посіб. / А. Г. Зінченко, І. Б. Ковтонюк, В. М. Костенко та ін. ; за заг. ред. В. М. Костенка, І. Б. Ковтонюка. – Харків: ХУПС, 2010. – 272 с.
3. Аеродинаміка літальних апаратів : навч. посіб. / О. О. Бурсала, А. Г. Зінченко, Є. Ю. Іленко та ін. – Харків : ХУПС, 2015. – 333 с.
4. Котельніков Г. Н. Аеродинаміка літальних апаратів: підручник / Г. Н. Котельніков, О. В. Мамлюк. – Київ: Вища школа, 2002. – 255 с.
5. Лебідь В. Г. Аерогідрогазодинаміка : підручник / В. Г. Лебідь, Ю. І. Миргород. – Харків : ХУПС, 2006. – 350 с.
6. Пчельников С. І. Аеродинаміка, динаміка польоту та практична аеродинаміка. Частина І. Аеродинаміка вертольоту : опорний конспект з навч. дисц.
7. Пчельников С. І. Аеродинаміка, динаміка польоту та практична аеродинаміка. Частина II. Динаміка польоту : опорний конспект з навч. дисципліни.

Допоміжна література

1. Алаян О. М. Аэродинамика и динамика полета вертолета : учебник / О. М. Алаян, В. Ф. Ромасевич. – М. : Воениздат, 1973. – 446 с.
2. Базов Д. И. Аэродинамика вертолетов : учебник / Д. И. Базов. – М. : Транспорт, 1972. – 184 с.
3. Бураго Г. Ф. Аэродинамика. Часть 1 : учебник / Г. Ф. Бураго. – М. : ВПИА им. М. Е. Жуковского, 1957. – 350 с.
4. Володко А. М. Безопасность полетов вертолетов : учебник / А. М. Володко. – М. : Транспорт, 1981. – 224 с.
5. Володко А. М. Вертолет в особенной ситуации : учебник / А. М. Володко. – М. : Транспорт, 1992. – 262 с.
6. Володко А. М. Вертолеты. Справочник по аэродинамике, динамике полета вертолета : учеб. пособие / А. М. Володко, В. А. Горшков. – М. : Воениздат, 1992. – 557 с.
7. Володко А. М. Основы летной эксплуатации вертолетов. Аэродинамика : учебник / А. М. Володко. – М. : Транспорт, 1984. – 256 с.
8. Вотяков В. Д. Аэродинамика ЛА и гидравлика их систем. Часть 1. Аэродинамика : учебник / В. Д. Вотяков. – М. : ВПИА им. М. Е. Жуковского, 1972. – 652 с.
9. Дьяченко А. А. Летательные аппараты и безопасность полета : учебник / А. А. Дьяченко. – М. : ВПИА им. М. Е. Жуковского, 1987. – 626 с.
10. Ковалев Е. Д. Основи аеродинаміки і динаміка польоту легких вертольотів : навч. посіб. / Е. Д. Ковалев, В. А. Удовенко. – Харків : КБ Аерокоп-тер, 2008. – 280 с.

11. Кокунина Л. Х. Основы аэродинамики : учебник / Л. Х. Кокунина. – М. : Транспорт, 1976. – 208 с.
12. Мхитарян А. М. Аэродинамика : учебник / А. М. Мхитарян. – М. : Машиностроение, 1968. – 430 с.
13. Мхитарян А. М. Сборник задач по курсу «Аэромеханика» : учеб. пособие / А. М. Мхитарян. – Киев : КИИЦА, 1976. – 100 с.
14. Нашукевич А. В. Аэродинамика самолета : учебник / А. В. Нашукевич. – М. : Воениздат, 1966. – 208 с.
15. Прицкер Д. М. Аэродинамика : учебник / Д. М. Прицкер, Г. И. Сахаров. – М. : Машиностроение, 1968. – 310 с.
16. Ромасевич В. Ф. Практическая аэродинамика вертолетов : учебник / В. Ф. Ромасевич, Г. А. Самойлов. – М. : Воениздат, 1984. – 484 с.
17. Advances in Aeronautical Sciences, I and II. Proceedings of the First International Congress in the Aeronautical Sciences, Madrid, 8-13 IX 1958, Pergamon Press, London 1959.
18. Advances in Aeronautical Sciences, III and IV. Proceedings of the Second International Congress in the Aeronautical Sciences, Zurich, 12-16 IX 1960, Pergamon Press, London 1962.
19. Dorrance W. H. Viscous hypersonic flow. Theory of reacting and hypersonic boundary layers / W. H. Dorrance. New York : McGraw-Hill, 1963.
20. Hayes W. D. Hypersonic flow theory / W. D. Hayes, R. F. Probstein. New York : Academic Press, 1959.
21. Pai S. I. Viscous flow theory. Vol. II. (Turbulent flow) / S. I. Pai. New York, 1957.
22. Pai S. I. Viscous flow theory. Vol. I. (Laminar flow) / S. I. Pai. New York, 1956.
23. Riegels F. W. Aerodynamische Profile / F. W. Riegels. Munchen : R. Oldenbourg, 1958.
24. Schlichting H. Aerodynamik des Flugzeuges. Vol. 1–2 / H. Schlichting, E. Truckenbrodt. Berlin : Springer, 1959–1960.

Нормативна література

1. ГОСТ 22499-77. Аппараты винтокрылые. Механика полета в атмосфере. Термины. Определения и буквенные обозначения. М. : Издательство стандартов, 1981.
2. ГОСТ 23281-78. Аэродинамика летальных аппаратов. Термины. Определения и буквенные обозначения. М. : Издательство стандартов, 1981.
3. ГОСТ 20058-80. Динамика летательных аппаратов в атмосфере. Термины, определения и обозначения. М. : Издательство стандартов, 1981.
4. ГОСТ 23199-80. Газодинамика. Термины. Определения и буквенные обозначения. М. : Издательство стандартов, 1978.
5. ГОСТ 221890-76. Фюзеляж, крылья и оперение самолетов и вертолетов. Термины. Определения и буквенные обозначения. М. : Издательство стандартов, 1976.

ЗМІСТ

ПЕРЕДМОВА.....	3
Тема 1 Рівновага, стійкість і керованість літальних апаратів	
Лекція 1.1 Основні рівняння руху вертольота в польоті.	
Поняття про стійкість та керованість вертольота	4
1.1.1 Сили та моменти, що діють на вертольот у польоті	4
1.1.2 Основні системи координат, що використовуються для аналізу динаміки польоту вертольота	5
1.1.3 Схематизація руху вертольота, рівняння руху в польоті	7
1.1.4 Поняття стійкості і керованості вертольота	10
Лекція 1.2 Поняття про поздовжню і бічну стійкості та керованість вертольота	18
1.2.1 Поздовжня стійкість і керованість вертольота	18
1.2.1.1 Статичні характеристики стійкості за кутом атаки	18
1.2.1.2 Особливості керованості вертольоту за кутом атаки (тангажа)	21
1.2.1.3 Статичні характеристики стійкості за швидкістю польоту	23
1.2.1.4 Стійкість поздовжнього руху вертольота	27
1.2.2 Бічна стійкість і керованість вертольота	30
1.2.2.1 Бічна стійкість вертольота	30
1.2.2.2 Статичні характеристики стійкості за кутом ковзання (шляхова стійкість)	31
1.2.2.3 Статичні характеристики стійкості за кутом крену (поперечної стійкості)	32
1.2.2.4 Стійкість бічного руху	33
1.2.2.5 Особливості бічної керованості вертольота	34
1.2.2.6 Особливості бічної керованості при польоті з ковзанням	35
Лекція 1.3 Балансування вертольота і застосування автоматичних пристроїв у системах управління вертольота	37
1.3.1 Особливості балансування вертольота	37
1.3.2 Застосування автоматичних пристроїв у системах керування вертольотом	42
1.3.2.1 Особливості пілотування вертольота при увімкненому автопілоті	45
Тема 2 Усталений рух літальних апаратів	
Лекція 2.1 Режим польоту вертольота	47
2.1.1 Загальні відомості про режими польоту	47
2.1.2 Потрібні і наявні тяги і потужності несучого гвинта	47
2.1.3 Режими вертикального польоту	54
2.1.3.1 Висіння	54
2.1.3.2 Умови й особливості виконання висіння	54
2.1.3.3 Вертикальний підйом	59

2.1.3.4	Умови й особливості виконання вертикального підйому	60
2.1.3.5	Вертикальне зниження	61
2.1.3.5.1	Умови й особливості виконання вертикального зниження	62
Лекція 2.2	Режими горизонтального польоту вертольота	65
2.2.1	Горизонтальний політ	65
2.2.1.1	Характерні швидкості горизонтального польоту	65
2.2.1.2	Діапазон швидкостей і висот польоту вертольота	66
2.2.1.3	Перший і другий режими усталеного горизонтального польоту	72
2.2.1.4	Умови й особливості виконання горизонтального польоту	75
2.2.2	Набір висоти за нахиленою траєкторією	77
2.2.2.1	Умови й особливості виконання набору висоти	77
2.2.3	Зниження за нахилено траєкторією	79
2.2.3.1	Умови й особливості виконання зниження	80
2.2.3.2	Умови й особливості виконання зниження на РСНГ	81
Лекція 2.3	Дальність і тривалість польоту вертольота	85
2.3.1	Поняття і принципи розрахунку дальності й тривалості польоту	85
2.3.2	Наявний запас палива для виконання польоту	87
2.3.3	Годинникова і кілометрова витрати палива. Дальність горизонтального польоту	89
2.3.4	Вплив основних експлуатаційних факторів на дальність і тривалість польоту	91
2.3.4.1	Вплив швидкості польоту	91
2.3.4.2	Вплив висоти польоту	94
2.3.4.3	Вплив польотної маси вертольота	95
2.3.4.4	Вплив вітру	96
2.3.4.5	Вплив частоти обертання несучого гвинта	98
Тема 3	Неусталений рух літальних апаратів	99
Лекція 3.1	Маневрені властивості вертольота	99
3.1.1	Основні поняття та визначення	99
3.1.2	Характеристики маневреності: потрібне і наявне перевантаження	99
3.1.3	Маневрування швидкістю в горизонтальному польоті	101
3.1.4	Маневрування у вертикальній площині	104
3.1.5	Маневрування в горизонтальній площині	106
3.1.5.1	Правильний віраж	106
3.1.5.2	Неправильний віраж	107
3.1.6	Просторове маневрування	107
Лекція 3.2	Зліт і посадка, етапи та дистанція зльоту і посадки вертольота	110
3.2.1	Особливості руху вертольота по землі та експлуатаційні обмеження	110
3.2.1.1	Особливості виконання руління, розбігу і пробігу	113

3.2.2	Особливості зльоту вертольота та експлуатаційні обмеження	114
3.2.2.1	<i>Зліт по-вертолітному</i>	117
3.2.2.2	<i>Особливості виконання зльоту по-вертолітному</i>	119
3.2.2.3	<i>Зліт по-літаковому</i>	119
3.2.3	Особливості посадки вертольота та експлуатаційні обмеження	120
3.2.3.1	<i>Посадка по-вертолітному</i>	121
3.2.3.2	<i>Посадка по-літаковому</i>	124
3.2.3.3	<i>Посадка на режимі самообертання несучого гвинта</i>	126
3.2.3.4	<i>Особливості посадки з бічним вітром</i>	129
	Рекомендовані навчально-методичні джерела.....	132

Навчальне видання

ТЯГНІЙ Володимир Григорович
ЄМЕЦЬ Валерій Васильович

ОСНОВИ АЕРОДИНАМІКИ ТА ДИНАМІКИ ПОЛЬОТУ

ЧАСТИНА II ДИНАМІКА ПОЛЬОТІВ

Навчальний посібник

Редагування: *Т. Д. Мельник*
Коригування списків літератури: *С. С. Тарасова*
Комп'ютерне верстання: *К. М. Салашна*

Формат 60x84/8.
Ум. друк.арк.15,87. Обл.-вид.арк. 6,2.
Тираж 25 пр.

Видавець і виготовлювач –
Харківський національний університет внутрішніх справ,
просп.Льва Ландау, 27, м. Харків, 61080.
Свідоцтво суб'єкта видавничої справи ДК № 3087 від 22.01.2008