

**МІНІСТЕРСТВО ВНУТРІШНІХ СПРАВ УКРАЇНИ
ХАРКІВСЬКИЙ НАЦІОНАЛЬНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
ВНУТРІШНІХ СПРАВ**

КРЕМЕНЧУЦЬКИЙ ЛЬОТНИЙ КОЛЕДЖ

Циклова комісія Аеронавігації

ТЕКСТ ЛЕКЦІЇ

навчальної дисципліни
«Принципи польоту: Вертоліт Мі-8МТВ»
обов'язкових компонент освітньо-професійної програми першого
(бакалаврського) рівня вищої освіти

Аеронавігація

за темою № 5 – Висіння і вертикальні режими польоту

Кременчук 2023

СХВАЛЕНО

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

СХВАЛЕНО

Педагогічною радою
Кременчуцького льотного коледжу
Протокол від 28.08.2023 № 1

ПОГОДЖЕНО

Секцією Науково-методичної ради
ХНУВС зі спеціальних дисциплін
Протокол від 29.08.2023 № 7

Розглянуто на засіданні циклової комісії аеронавігації
Протокол від 28.08.2023 № 1

Розробник:

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

Рецензенти:

1. Викладач циклової комісії аеронавігації, кандидат технічних наук, старший науковий співробітник, викладач-методист Тягній В.Г.
2. Професор кафедри аеронавігаційних систем навчально-наукового інституту Аеронавігації, електроніки та телекомунікації Національного авіаційного університету, доктор технічних наук, доцент Шмельова Т.Ф.

План лекції:

1. Висіння.
2. Підльоті та переміщення біля землі.
3. Вертикальне зниження и приземлення.
4. Ефект «повітряної подушки» та його залежність від висоти польоти.

Рекомендована література:

Основна

1. Зінченко А.Г., Бурсала О.О., Бурсала О.Л. та ін., Аеродинаміка та динаміка польоту вертольота, ч.1. Аеродинаміка вертольота: навч. посіб. – Х.:ХНУПС, 2017.
2. Зінченко А.Г., Бурсала О.О., Бурсала О.Л. та ін., Аеродинаміка та динаміка польоту вертольота, ч.2. Динаміка польоту вертольота: навч. посіб. – Х.:ХНУПС, 2010.
3. Керівництво по льотної експлуатації Мі-8МТВ-1. МГА.1994.
4. Яцина Є.В. Практична аеродинаміка вертольоту Мі-8 МТВ та його льотна експлуатація, КЛК НАУ, 2016.

Додаткова

1. Костенко В.М., Зінченко А.Г. та ін., Практична аеродинаміка вертольота Мі-8 МТ, ч.2., Х., ХНУПС, 2020

Інформаційні ресурси в Інтернеті

1. Висіння

Висіння - це такий режим польоту, коли вертоліт не рухається відносно землі. Висіння у землі виробляється:

- перед першим польотом в даний льотний день - для перевірки управління, центрування, роботи двигунів і трансмісії;
- перед кожним польотом з новим варіантом завантаження для перевірки центрування і визначення способу зльоту;
- в навчальних цілях.

Схема сил і моментів, що діють на вертоліт на висінні в штиль показана на рисунку 1.

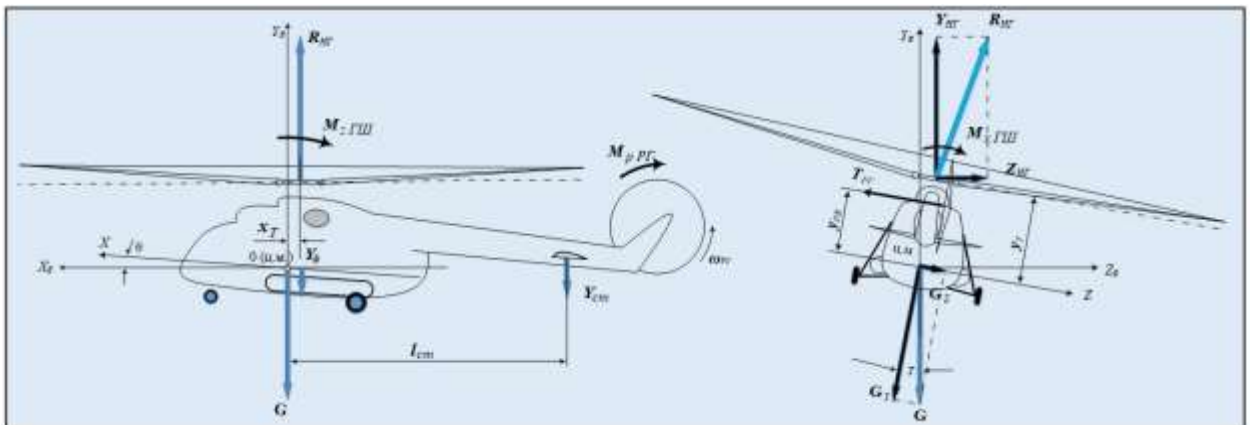


Рисунок 1. Схема сил на висінні

Умови рівноваги вертольоту на висінні (в штиль):

Умова відсутності продовжного переміщення: $V_x = \text{const} \rightarrow \sum F_{x_a} = 0$;

Умова сталості висоти висіння: $H = \text{const} \rightarrow \sum F_{y_a} = Y_{HG} - Y_\Phi - G \approx Y_{HG} - G = 0$;

Умова відсутності бічного переміщення: $V_z = \text{const} \rightarrow \sum F_{z_a} = Z_{HG} + G_z - T_{PB} = 0$;

Умова сталості кута крену: $\gamma = \text{const} \rightarrow \sum M_x = Z_{HG} \cdot y_T + M_{x_{GSH}} - T_{PB} \cdot y_{PB} = 0$;

Умови сталості напрямку: $\psi = \text{const} \rightarrow \sum M_y = M_{y_{HG}} - T_{PB} \cdot l_{PB} = 0$;

Умови сталості кута тангажу:

$\vartheta = \text{const} \rightarrow \sum M_z = M_{z_{PB}} + Y_{CT} \cdot l_{CT} \pm M_{z_{GSH}} - Y_{HG} \cdot x_T = 0$

У зазначених випадках висіння виконується на висоті до **10** м при злітній масі **11100** кг і менш, до **5** м - при злітній масі більше **11100**кг. Висіння в діапазоні висот від зазначених до **110** м без особливої необхідності не виробляти. Висіння на цих висотах допускається при роботі з зовнішньої підвіскою, з бортовою стрілою і з тактичних міркувань.

Як правило, відрив вертольота, а потім набрання заданої висоти висіння, вертикальне зниження перед приземленням і приземлення виконується проти вітру. Швидкість зустрічного вітру при цьому не повинна перевищувати **25** м/с. При необхідності, коли є достатній запас потужності, дозволяється виконувати відрив вертольота, висіння, вертикальний набір висоти, зниження і приземлення при бічному і попутному вітрі до **10** м/с (слід пам'ятати, що в

момент відриву і приземлення особливо небезпечний, що перевищує допустимі значення є попутний і бічний вітер праворуч).

При відриві від землі вертоліт має тенденцію до розвороту і зсуву вліво, які необхідно парувати відповідними відхиленнями органів управління. Причиною розвороту є збільшення реактивного моменту НГ при збільшенні загального кроку. Крен вліво відбувається в результаті дії моменту від тяги РГ, яка зростає в міру відхилення правої педалі. Тяга РГ і бічна складова тяги НГ можуть викликати зміщення в сторону, а складова тяги НГ в напрямку поздовжньої осі вертольота - зміщення вперед і назад.

Після досягнення заданої висоти висіння необхідно плавно зменшити загальний крок до врівноваження сили тяжіння вертольота і сили тяги. Після зависання рекомендується триммерами зняти навантаження з РУ.

****)Робота триммерами в момент відриву і вертикального підйому призводить до зсувів і розгойдування вертольота.***

На режимі висіння на вертоліт діють наступні сили і моменти:

- аеродинамічна сила несучого гвинта $R_{НГ}$;
- тяга рульового гвинта $T_{РГ}$;
- опір фюзеляжу Y_{ϕ} за рахунок обдування його індуктивним потоком;
- підйомна сила стабілізатора $Y_{СТ}$ за рахунок обдування його індуктивним потоком;
- вага вертольота G ;
- реактивний момент несучого гвинта $M_{P_{НГ}}$;
- шляховий $(T_{РГ} \cdot l_{РГ})$, поперечний $(T_{РГ} \cdot y_{РГ})$ і реактивний $(M_{P_{РГ}})$ моменти рульового гвинта;
- поздовжній $(M_{Z_{ГШ}})$ і поперечний $(M_{X_{ГШ}})$ моменти втулки за рахунок рознесення горизонтальних шарнірів;
- поздовжній момент стабілізатора $(Y_{СТ} \cdot l_{СТ})$;
- поперечний момент бічної сили НГ $(Z_{НГ} \cdot y_T)$.

Конус обертання і аеродинамічна сила несучого гвинта $R_{НГ}$ відхилені вправо ручкою циклічного кроку, аеродинамічна сила $R_{НГ}$ розкладається на складові $X_{НГ}, Y_{НГ}, Z_{НГ}$ по осях вертольота.

Тяга рульового гвинта спрямована вліво і на плечі до центра ваги вертольота $(l_{РГ})$ створює шляховий момент, спрямований в сторону, протилежну дії реактивного моменту несучого гвинта.

Сила опору фюзеляжу Y_{ϕ} спрямована вниз і становить для вертольота Мі-8 МТВ близько **1,5%** від польотного ваги.

Підйомна сила стабілізатора створює кабіруючий момент; за величиною вона незначна і в практиці нею нехтують, хоча момент, створюваний цією силою, враховують.

Реактивний момент рульового гвинта спрямований в бік, протилежний

його обертанню, і створює пікіруючий момент.

Продольний момент втулки за рахунок рознесення горизонтальних шарнірів викликає кабрування, так як найчастіше на режимі висіння конус незначно завалений назад. Поперечний момент втулки за рахунок рознесення горизонтальних шарнірів спрямований вправо, в бік завалу конуса обертання, створює вертольоту правий крену.

При наявності правого крену сила ваги G може бути розкладена на складові G_y і G_z по осях вертольота.

Для балансування вертольота на сталому висінні має бути соблюдене наступне співвідношення між силами і моментами, що діють на вертолiт:

- підйомна сила $Y_{нг}$ повинна врівноважувати складову ваги G_y і опору фюзеляжу Y_ϕ для збереження сталості висоти висіння: $Y_{нг} = G_y + Y_\phi$;

- тяга рульового гвинта повинна врівноважуватися бічний силою $Z_{нг}$ і складової ваги G_z для відсутності бічних переміщень вертольота:

$$T_{pr} = G_z + Z_{нг} ;$$

- поздовжні сили на режимі висіння відсутні, тому вертолiт не рухається в поздовжньому напрямку;

- для збереження напрямку висіння реактивний момент несущого гвинта і шляховий момент бічної сили повинні врівноважуватися колійним моментом рульового гвинта: $M_{pr} = T_{pr} \cdot l_{pr} + Z_{нг} \cdot a$;

Сума всіх продольних моментів повинна дорівнювати нулю для дотримання поздовжнього рівноваги. Так як відстань від втулок несучих і кермового гвинтів до центра ваги вертольота по вертикальній осі почти рівні, то і поперечні моменти рульового гвинта і бічний сили $Z_{нг}$ також майже рівні, але з огляду на те, що вправо діє ще і момент втулки за рахунок рознесення горизонтальних шарнірів, вертолiт буде збалансовуватися в поперечному напрямку з правим креном близько $2,5^\circ$. Тільки при правом крен сума всіх поперечних моментів буде дорівнює нулю, поперечні сили також будуть врівноважені, і вертолiт буде висіти без переміщень.

При висінні з боковим вітром вертолiт має тенденцію до зміщення за вітром, яку необхідно парировати відповідним відхиленням РЦШ.

При висінні з попутним вітром, щоб усунути переміщення вертольота вперед, РЦШ потрібно відхилити на себе. При цьому відхилення РЦШ, а значить і тяги НГ має бути значно більшим, ніж для утримання вертольота від зсуву назад при зустрічному вітрі. Це пояснюється тим, що висіння вертольота з попутним вітром виконується з позитивним кутом тангажа, а висіння із зустрічним вітром - з кутом тангажа, близьким до нуля. Тому, площа миделевого перетину, на яку діє вітер, в першому випадку більше, ніж у другому. А це означає, що для виконання висіння з попутним вітром потрібна більш велика тяга, а, отже, і велика потужність, ніж при висінні із зустрічним вітром. Слід враховувати, що відхилення РЦШ назад призводить

до появи горизонтальної складової тяги НГ, що усуває зміщення вертольота вперед, і до зменшення вертикальної складової,

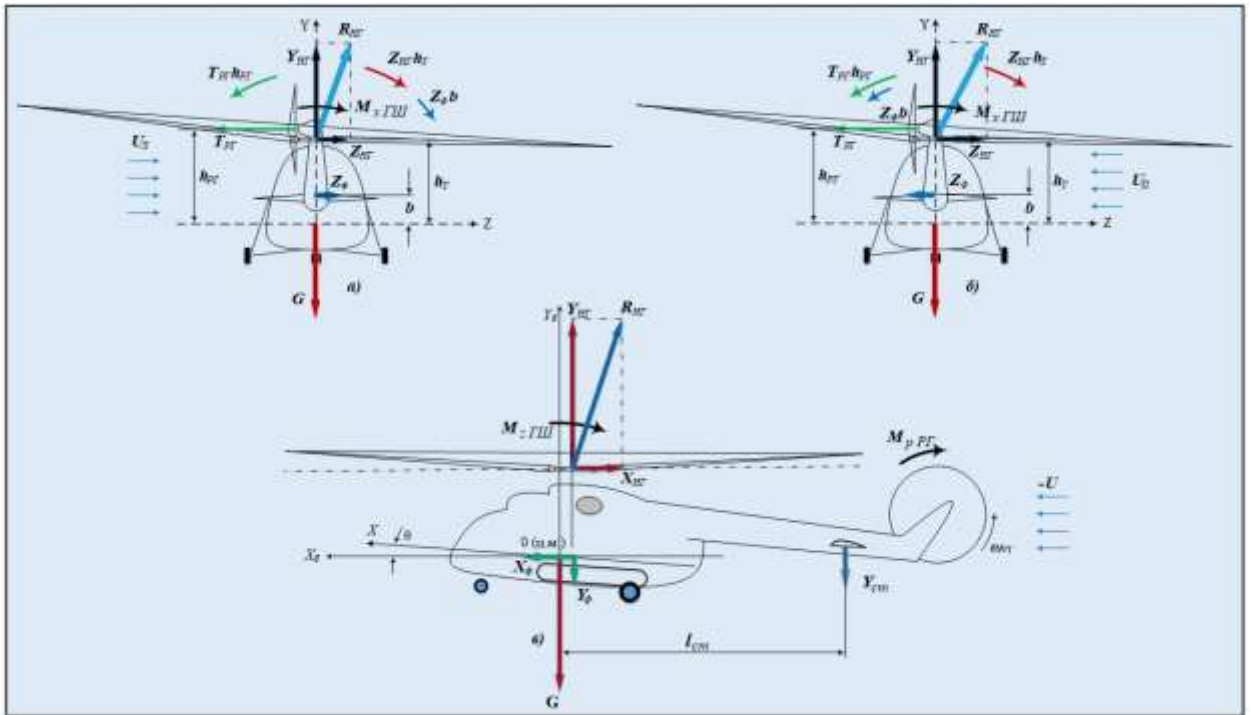


Рисунок 2. Схема сил і моментів, що діють на вертолітні висінні з вітром:
а) вітер зліва; б) вітер справа; в) ходовий вітер

Розвороти на висінні дозволяється виконувати з кутовий швидкістю не більше $12^\circ/\text{с}$, а при зміні напрямку не допускати перекладення педалей менш ніж за 3 с.

Розвороти на висінні дозволяється виконувати на 360° при швидкості вітру до 10 м/с. При вітру більш 10 м/с розвороти на 360° заборонено. При швидкості вітру до 10 м/с дозволяється виконувати висіння при вітрі збоку, а також розвороти на 90° від напрямку зустрічного вітру.

Розвороти на висінні виконуються плавним відхиленням педалі в сторону розвороту. Необхідно враховувати також при розворотах на висінні перерозподіл потужності між НГ і РГ. Так, при відхиленні правої педалі збільшуються установчі кути РГ, в зв'язку з чим потрібна потужність для обертання цього гвинта зростає, що призводить до зниження вертольота. Для збереження постійної висоти висіння в цьому випадку потрібне збільшення загального кроку. З цієї причини не рекомендується виконувати праві розвороти на висінні на завантаженому вертольоті, коли двигуни працюють на режимі, близькому до злітному. При відхиленні лівої педалі спостерігається зворотна картина, і вертолiт виконує розворот з набором висоти.

Щоб під час розвороту на 360° утримувати вертоліт на місці, необхідно РЦШ весь час відхиляти проти вітру.

2. Підльоті і переміщення у землі

Підльоти і переміщення у землі виробляти з метою навчання, при виконанні спеціальних робіт, а також в тих випадках, коли стан ґрунту або швидкість вітру не дозволяють виконати рулювання. Переміщення у землі назад і в сторони виконуються зі швидкістю не більше **10 км/г.** Якщо є перешкоди, то запас висоти при прольоті над ними повинен бути не менше **2 - 3 м.**

Всі переміщення доцільно виконувати проти вітру. У разі необхідності допускається підліт при зустрічно-бічному вітрі, швидкість якого не перевищує 10 м/с.

Над сильно перетнутою місцевістю, де через нерівності рельєфу ефект «повітряної подушки» може тимчасово ослабнути або навіть повністю зникнути, підльоти треба виробляти на висотах не менше 20 м над рельєфом місцевості на швидкості більше 60 км/год.

Переклад вертольота на поступальний рух вперед зі збереженням при цьому висоти і курсу польоту виконується відхиленням РЦШ від себе з одночасним збільшенням загального кроку і відхиленням правої педалі.

З наростанням швидкості польоту НГ починає працювати в режимі косого обтікання, тяга його зростає, тому що збільшується секундна витрата повітря через площину НГ. У вертольота з'являється тенденція до набору висоти. Для збереження постійної висоти по мірі зростання швидкості необхідно зменшувати крок НГ.

При гальмуванні вертольоту дії - зворотні.

Переміщення вертольота вліво і вправо здійснюються відхиленням РЦШ у відповідну сторону. Вертолiт при цьому рухається з креном у бік зміщення і тому прагне розгорнутися вбік крену. Це прагнення до розвороту необхідно парувати відповідним відхиленням педалей.

3. Вертикальне зниження і приземлення

Перед тим як почати вертикальне зниження, рекомендується вертолiт розгорнути на курс, з яким буде виконуватися приземлення. При цьому необхідно враховувати, що приземлення гелікоптера, також як і відділення його від землі, можна виробляти при зустрічному вітрі до 25 м/с, а при бічному і попутному до 10 м/с. Однак слід враховувати, що бічний справа і попутний вітер при приземленні більш несприятливі. Так, при бічному вітрі справа існує небезпека перекидання вертольота, а при попутному вітрі - небезпека дотику РГ до землі значно більше в момент приземлення, ніж в момент відриву від землі. Тому у всіх випадках коли є можливість, приземлення рекомендується проводити проти вітру або при бічному вітрі зліва.

Зі зменшенням сили тяги при переході на зниження зменшується також і M_{Pr} . В цьому випадку при колишньому положенні педалей вертолiт

обов'язково почне розгортатися вправо. Для збереження заданого положення необхідно зменшити T_{pg} , відхиливши вперед ліву педаль.

Під час зниження не рекомендується допускати вертикальну швидкість зниження більш 3 м/с, тому що в цьому випадку може наступити режим «вихрового кільця».

З висоти 3-5 м рекомендується почати зменшення вертикальної швидкості зниження з таким розрахунком, щоб до моменту приземлення її величина була не більше 0,1-0,2 м/с.

Особливу увагу по мірі наближення до землі слід звертати на збереження вертикальності зниження, тому що вертоліт дуже чутливий до відхилення РЦШ, особливо в поперечному відношенні. Особливо небезпечні переміщення в момент приземлення, тому що вони можуть привести до перекидання вертольота вбік.

Якщо безпосередньо перед приземленням з'являться зміщення або коливання вертольота, рекомендується зниження припинити, збільшити загальний крок, відійти від землі на 1-1,5 м, зробити стійке зависання і потім повторити зниження. Приземлення вертольота відбувається спочатку на основні колеса шасі (причому праве колесо стосується землі раніше) і після цього на передні. При зменшенні загального кроку вертоліт прагне розгорнутися вправо. Для запобігання розворотів одночасно зі зменшенням загального кроку слід відхилити вперед ліву педаль.

4. Ефект «повітряної подушки» і його залежність від висоти польоту.

Робота НВ на малій висоті має свою специфіку. Це пов'язано зі взаємодією індуктивного потоку від НГ з поверхнею землі. Іншими словами, горизонтальна поверхня землі має суттєвий вплив на аеродинамічні характеристики НГ, який працює поблизу неї.

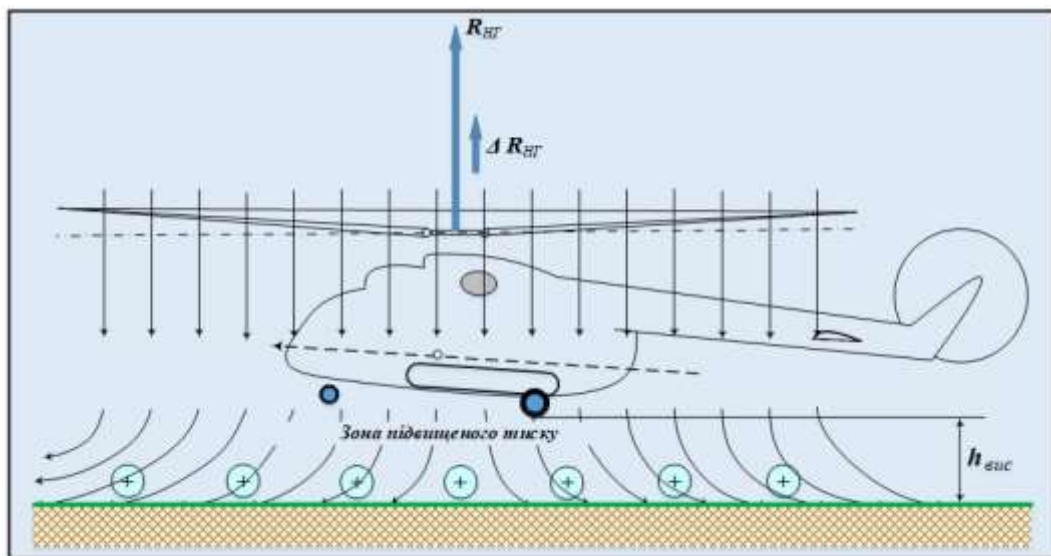


Рисунок 3. Взаємодія індуктивного потоку НГ з поверхнею землі

В умовах близькості рівною і твердою горизонтальною поверхні, з розміром набагато більше діаметра НГ (поверхню землі, палуба корабля) і розташованої паралельно площині його обертання, індуктивний потік НГ, наближаючись до екрануючої поверхні, гальмується і розтікається по ній. Якщо при наближенні НГ до екрануючої поверхні витримувати постійну силу тяги, зменшиться потужність, потрібна для створення необхідної сили тяги НГ. Якщо ж витримувати постійною потужність, що підводиться до НГ, то зростає сила тяги (рис.4).

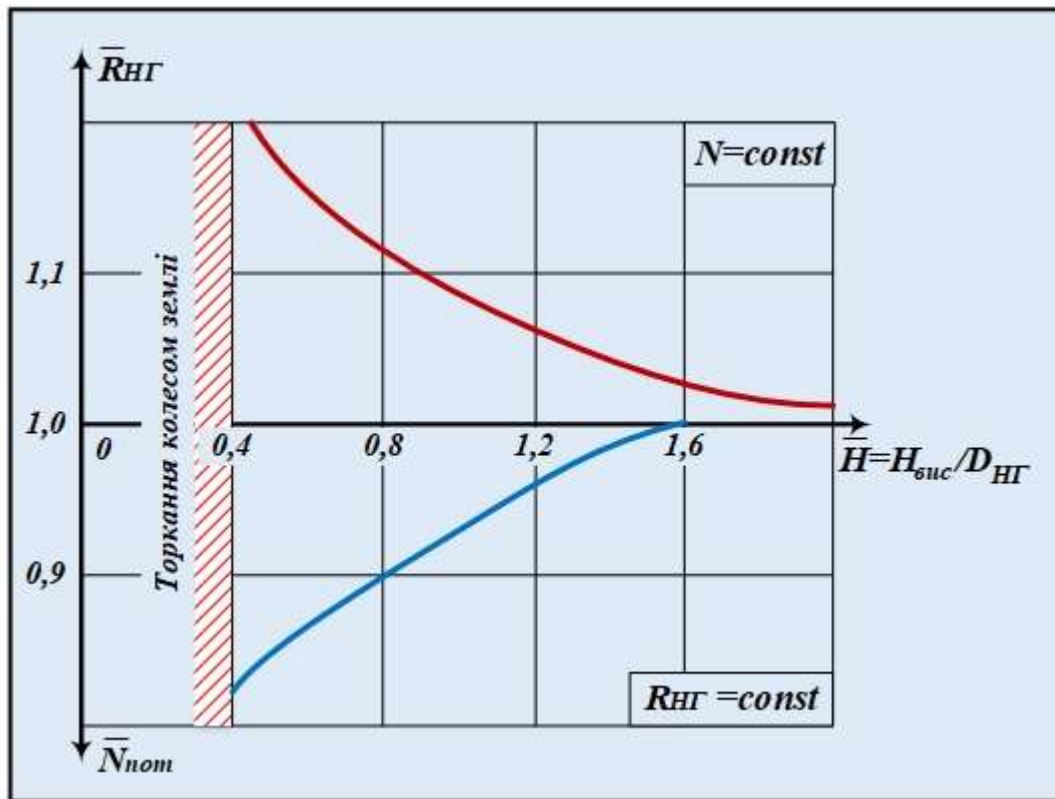


Рисунок 4. Залежність відносної тяги НГ і відносної потужності від відносної висоти висіння

При повному гальмуванні індуктивного потоку на екрануючій поверхні атмосферний тиск повітря під НГ підвищується і виникає «повітряна подушка» - область підвищеного тиску (тобто, проявляється гідродинамічний ефект). Стан повітря в «повітряній подушці» неоднаково: на периферії низхідного потоку НГ тиск в «повітряній подушці» дорівнює атмосферному, в центрі воно нижче максимального (внаслідок екранування індуктивного струменя фюзеляжем вертольота), а на деякій відстані від центру «повітряної подушки» тиск повітрямаксимально. Збільшення коефіцієнта підйомної сили за рахунок впливу «повітряної подушки» спостерігається головним чином в окоренових перетинах лопатей НГ. Тому зменшення початкового радіуса несучої поверхні лопатей, тобто збільшення їх заповнення в кореневої області НГ, дозволяє помітно поліпшити характеристики НГ при висінні вертольота поблизу землі.

Параметри «повітряної подушки» також залежать від польотної маси і характеру зависання вертольота. Чим більше польотна маса і відповідно значення для висіння загальний крок НГ, тим більше надлишок тиску в повітряній подушці, але разом з тим і відносні втрати цього тиску при растеканні індуктивного потоку по поверхні землі. В результаті приріст сили тяги зменшується. Зі збільшенням щодо рівня моря висоти майданчика, над якому висить вертоліт, ефект «повітряної подушки» зменшується через зменшення щільності повітря. При розгоні вертольота на гранично малій висоті в зоні впливу екрануючої поверхні ефект «повітряної подушки» в міру збільшення швидкості польоту швидко зменшується.

Згідно з експериментальними даними, у вертольота Мі-8МТВ повний ефект повітряної подушки залежить від висоти вертодрому над рівнем моря: на рівні моря повний вплив повітряної подушки досягається на висоті **15 м** від коліс до землі, зі збільшенням висоти вертодрому на кожні **500 м** висота впливу повітряної подушки зменшується на **1 м**.

Ефект повітряної подушки в великій мірі залежить від рельєфу місцевості. Так, наприклад, при висінні над холмом ефект повітряної подушки зменшується, так як струмінь повітря під гвинтом деформується в меншій мірі, що приводить до меншої зміни швидкості і зменшенню тиску в загальмованому потоці в порівнянні з висінням над пласкою поверхнею. Експериментами встановлено, що чим більше кути схилу пагорба і менше розміри майданчика на вершині пагорба, тим менше ефект. При кутах схилу більше **45°** і розмірах майданчика менш діаметра гвинта ефект повітряній подушки практично відсутній. На рисунку 5 показано епюра розподілення тиску під НГ в залежності від кута нахилу пагорба.

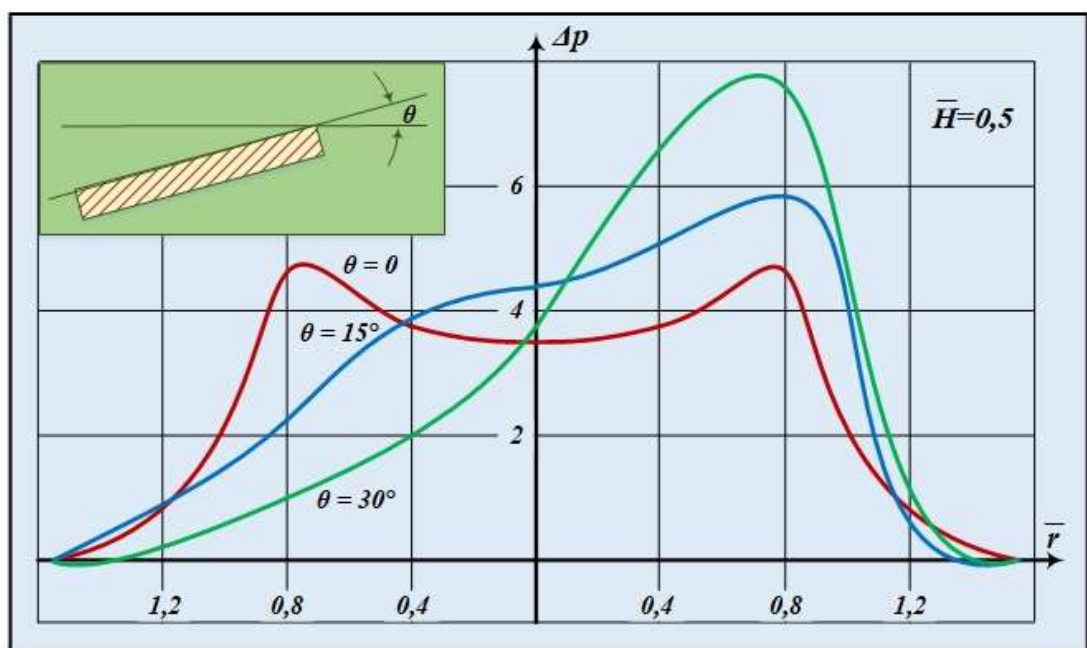


Рисунок 5. Розподілення приросту тиску під НГ в залежності від кута нахилу майданчика

Ефект повітряної подушки при висінні над ямою залежить від кута нахилу стінок ями і висоти висіння від дна ями:

- **якщо** яма має малі кути нахилу стінок, порядку до 15° - ефект повітряної подушки **буде більше**, ніж при висінні над рівною поверхнею. Тут приріст тяги за величиною буде приблизно такою, як і її зменшення при висінні над пагорбом з такими ж кутами схилу. Пояснюється приріст тяги більшою деформацією струменя повітря під гвинтом. При цьому швидкість зменшується, а тиск збільшується в більшій мірі, ніж при висінні над рівною поверхнею. Початок приросту тяги і її залежність від висоти буде такою ж як і при висінні над рівною поверхнею;

- **якщо** яма має угол нахилу стінок більше 15° , то ефект «повітряної подушки» погіршується: чем больше кути нахилу стінок, тим меньше эффект. Залежно від висоти висіння (від дна ями), тяга несучого гвинта стає менше вільної тяги. Так, наприклад, при нахилі стінок ями 40° і висоті около $0,8D_{\text{НГ}}$ діаметра гвинта тяга зменшується в порівнянні з вільною тягою на **10%**. Збільшення або зменшення висоти висіння призводить до меншої втрати тяги в порівнянні з вільною. На висоті висіння $1,2D_{\text{НГ}}$ і більше негативний ефект «повітряної подушки» зникає. При висінні вертольота над центром ями ефект «повітряної подушки» залежить від нахилу стінок ями при заданій висоті висіння. Якщо яма неглибока, ефект «повітряної подушки» підвищується внаслідок утримання і ущільнення повітряної подушки стінками ями. Якщо ж яма глибока, стінками ями формується вихровий скрутень з повторною занедбаністю частини індуктивного потоку на НГ. Це викликає зменшення ефекту «повітряної подушки», яке в принципі аналогічне зменшенню сили тяги НГ в режимі «вихрового кільця». При висінні на висоті від дна глибокої крутий ями сила тяги НВ менше, ніж поза впливом близькості землі, тому виникає тенденція «засмоктування» вертольота в таку яму.

Чим більше кут нахилу стінок ями, тим на більшій висоті припиняється шкідливе явище ефекту повітряної подушки. Зменшення висоти висіння (нижче $0,8D_{\text{НГ}}$) призводить до зниження шкідливого впливу ями, але чим більше кут нахилу стінок, тим на меншій висоті тяга стає рівною вільної тяге. Сніження ефекту «повітряної подушки» при висінні над ямою з крутими стінками пояснюється тим, що від стінок ями відбувається закид струменів в область всмоктування над гвинтом, утворюється замкнута лінія струму - вихрове кільце, швидкість потоку через гвинт збільшується при інших рівних умовах, що призводить до зменшення кута атаки лопатей і тяги гвинта. Якщо стінки ями вертикальні (циліндрическая яма), а діаметр її равен $2D_{\text{НГ}}$, то розвивається таке інтенсивное вихрове кільце, яке призводить до зниження вільної тяги на **30%**. Якщо діаметр ями буде більше або менше $2D_{\text{НГ}}$, то в обох випадках явище вихрового кільця знижується, тяга збільшується. При діаметрі ями, близькою за розміром до діаметру винта, ефект «повітряної подушки» буде дуже великий, більше ніж над рівною поверхнею.

При висінні над схилами проявляється ефект як «ями», так і «пагорба». Якщо схил буде до 15° , то тяга не змінюється, так як зниження тяги за рахунок «пагорба» з однієї сторони компенсується зростанням тяги за рахунок «ями» з іншого боку диска. При куті схилу більше 15° тяга зменшується за рахунок ефекту «глибокої ями» частини диска гвинта, розташованого на схилі. Але разом з тим при висінні над схилом навіть з малими кутами нахилу на фюзеляж буде діяти сила, яке відштовхує вертолет від схилу. Для запобігання цього явища потребується збільшення відхилення РЦШ в бік схилу. При взлеті і посадці в таких умовах може виникнути недостатність запасу управління. Якщо ж вертоліт буде зависати у вертикальній стіні на відстані, рівному радіусу гвинта, частина диска, розташована ближче до стіни, буде створювати меншу силу, в цьому місці буде знижений тиск, вертоліт прагне до зниження і притягування до стіни.

Вертикальна екрануюча поверхня (стінка) значно впливає на аеродинамічні характеристики НГ. При висінні вертольота поблизу стінки (будівлі, надбудови авіаносного корабля, стінки ущелини і т. п.) зменшується обсяг повітряного простору над частиною НГ, що знаходиться поблизу стіни. Це викликає збільшення швидкості повітряного потоку між стінкою і НГ в порівнянні з умовами обтікання НГ в безмежній атмосфері, що з фізичної сутності аналогічно ефекту дії реактивного сопла (ежекція). В результаті зменшуються справжні кути атаки кінцевих перетинів лопатей, що проходять біля стінки. У свою чергу, це викликає зменшення сили тяги НГ і появи підсмоктувальних сили і моменту «на стінку», хоча в кількісному відношенні зміна характеристик НГ невелика.

При роботі НГ в кутку, утвореному горизонтальною і вертикальною екрануючими поверхнями, проявляються обидві протилежні тенденції: збільшення сили тяги внаслідок впливу горизонтальної екрануючої поверхні і зменшення сили тяги через вплив вертикальної екрануючої поверхні. В кінцевому рахунку, основне практичне значення мають не зміна сили тяги НГ в межах декількох відсотків, а небезпечні підсмоктувальна сила і момент «на стінку», які проявляються при зависанні вертольота на «повітряній подушці» поблизу вертикальної стінки.

Чим ширше і вище стінка, тим більше вона послаблює позитивний ефект «повітряної подушки» і притягує до себе вертоліт. Якщо ж ширина або/і висота стінки менше приблизно половини радіусу НГ, то вплив на аеродинамічні характеристики НГ несуттєвий. Тому слід уникати висіння і переміщення вертольота поблизу кутового екрану: над аеродромом (майданчиком) поблизу будівель і споруд, над палубою корабля поблизу палубних надбудов. Тим більше небезпечно переміщення вертольота над зворотним кутовим екраном (плоский дах будівлі, обріз палуби), коли «повітряна подушка» під частиною ометаємую диска НГ пропадає і вертоліт різко нахилиється.

При висінні над трав'яним покривом, товщина якого значно менше товщини віялової частини струменя ($\approx 0,2D_{НГ}$), ефект «повітряної подушки»

збільшується за рахунок більшого гальмування потоку в трав'яному шарі. При висінні над чагарником, висота якого більше віяловій частини струменя, або над кронами дерев, проявляється ще так званий «**ефект сітки**» (при дослідженні під гвинтом простягалася сітка різної щільності перпендикулярно потоку). Сутність цього ефекту полягає в тому, що на кордоні сітки з'являється вихрове кільце, інтенсивність якого зростає зі збільшенням частоти сітки, що призводить до зменшення тяги вінта. На цій підставі робиться висновок, що при висінні над чагарником або лісом будь-якої частоти повітряна подушка зникає.

Всякого роду рослинність надає ще більш негативний вплив на ефект «повітряної подушки», якщо вона утворює конфігурації, аналогічні «ямам», «стінок» (лісові поляни малого діаметра, оточені щільним чагарником або щільними доронами дерев).

При висінні над водною поверхнею ефект «повітряної подушки» нижче, ніж при висінні над ґрунтом. Це пояснюється меншим гальмуванням потоку по поверхні води в порівнянні з ґрунтом, виникненню воронки над водною поверхнею, внаслідок чого відбувається «занедбаність» деякої маси повітря в область над гвинтом.

Таким чином, вплив нахилів і конфігурації екрануючої поверхні (рельєфу місцевості) досить складне і переважно неблагоприятне. У практиці льотної експлуатації слід уникати зависань і підльотів вертольота на гранично малій висоті над сильно пересіченою місцевістю.

Отже, вплив екрануючої поверхні на аеродинамічні характеристики НГ залежить від ряду факторів, передбачити які складно. Тому рекомендується виконувати польоти на висоті не менше **15 м** над зазвичай пересіченою і не менш **20 м** над сильно пересіченою місцевістю зі швидкістю не менше **60 км/год**. Для вертольотів корабельного базування не рекомендується перетинати палубу на висоті істотного впливу ефекту повітряної подушки і наближатися до палубним надбудовам.

Вертоліт Мі-8 МТВ балансується на режимі висіння з правим креном $\approx 2,5^\circ$ при симетричному розташуванні вантажів в кабіні по поперечної осі і з позитивним кутом тангажа в залежності від центрування: при гранично передньої центрівці кут тангажу мінімальний і становить **$0,5^\circ$** , при гранично задньої - максимальний - **7°** . Ручка циклічного кроку відхилена назад від нейтрального положення і вправо, права педаль відхилена вперед.

Зважаючи на відсутність у вертольота Мі-8 МТВ показників положення триммерів, остаточно центрування на висінні перевіряється по положенню РЦШ в поздовжньому напрямку. Якщо ручка на висінні відхилена назад на **$1/4$** повного ходу від нейтрального положення, то центрування вертольота нормальна, але близьке до гранично-задньої.

Якщо ручка на висінні відхилена назад на **$1/2$** повного ходу від нейтрального положення, то центрування вертольота також нормальне, але близьке до гранично-передньої. Вправо ручка відхилена в середньому на **$1/4$** повного ходу від нейтрального положення незалежно від поздовжнього

центрування вертольота.

Для подальшого поліпшення вертольотів на приладовій дошці бажано встановлювати прилад - візуальний показчик положення РЦШ, за яким пілоту буде зручно визначати запаси управління не тільки на висінні, але і при будь-якому іншому режимі польоту.

Висіння, як правило, здійснюється з включеними каналами «крен - тангаж» і «напрямок» автопілота і з правої корекцією, при якій працює система автоматичної підтримки постійних оборотів НГ. При необхідності маневрування на режимі висіння або переходу на зліт з висіння включаються лише два канали автопілота, «крен - тангаж» однієї загальної кнопкою-лампочкою.

Як показали льотні випробування, вертоліт висить зі звільненими важелями управління при включених всіх чотирьох каналах автопілота, лише незначно переміщаючись з малою швидкістю і змінюючи висоту з незначною вертикальною швидкістю.

При висінні в неспокійній атмосфері на вертоліт буде діяти перевантаження більше одиниці, яка визначається за такою формулою:

$$n_e = 1 + \Delta n_e$$

де Δn_e - приріст перевантаження за рахунок вертикального пориву вітру. При пориві вітру вгору знак береться позитивним, при пориві вниз - негативним. Приріст перевантаження від пориву вітру на висінні залежить від щільності повітря, характеру зміни коефіцієнта підйомної сили, від кутів атаки, швидкості вертикального пориву, коефіцієнта заповнення несучого гвинта, градієнта наростання швидкості пориву, питомого навантаження на ометаємую площу, оборотів НГ, збільшення індуктивної швидкості в площині обертання і визначається за системою складних рівнянь. Так, наприклад, при вертикальному пориві вітру від низу до верху силою **15** м/с перевантаження вертольота Мі-8 МТВ буде близько **2**. Це перевантаження менше максимально допустимої в експлуатації - експлуатаційної перевантаження, яка становить $n_e = 3$. Коефіцієнт безпеки для вертольота Мі-8 МТВ прийнятий $f = 1$.

На вертольоті Мі-8 МТВ на режимі висіння дозволяється маневрування, але з певними обмеженнями для забезпечення безпеки.