

**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 № 6 – Горизонтальний політ

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 з технічних дисциплін
Протокол від 29.08.2023 № 7

Розглянуто на засіданні циклової комісії аеронавігації
Протокол від 28.08.2023 № 1

Розробники:

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

Рецензенти:

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

План лекції:

1. Схема сил та рівняння руху в горизонтальному польоті
2. Характеристики горизонтального польоту
3. Характерні швидкості горизонтального польоту, криві Жуковського
4. Діапазон висот та швидкостей польоту вертольота

Рекомендована література:

Основна

1. Зінченко А.Г., Бурсала О.О., Бурсала О.Л. та ін., Аеродинаміка та динаміка польоту вертольота, ч.1. Аеродинаміка вертольота: навч. посіб. – Х.:ХНУПС, 2017.
2. Зінченко А.Г., Бурсала О.О., Бурсала О.Л. та ін., Аеродинаміка та динаміка польоту вертольоту, ч.2. Динаміка польоту вертольота: навч. посіб. – Х.:ХНУПС, 2010.
3. Керівництво по льотній 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

ГОРИЗОНТАЛЬНИЙ ПОЛІТ

Під режимом горизонтального польоту розуміється сталий прямолінійний рух вертольота з постійною швидкістю без набору висоти і зниження.

1. Схема сил і рівняння руху в горизонтальному польоті

Схема сил і моментів, що діють на вертоліт в горизонтальному польоті показана на рисунку 1:

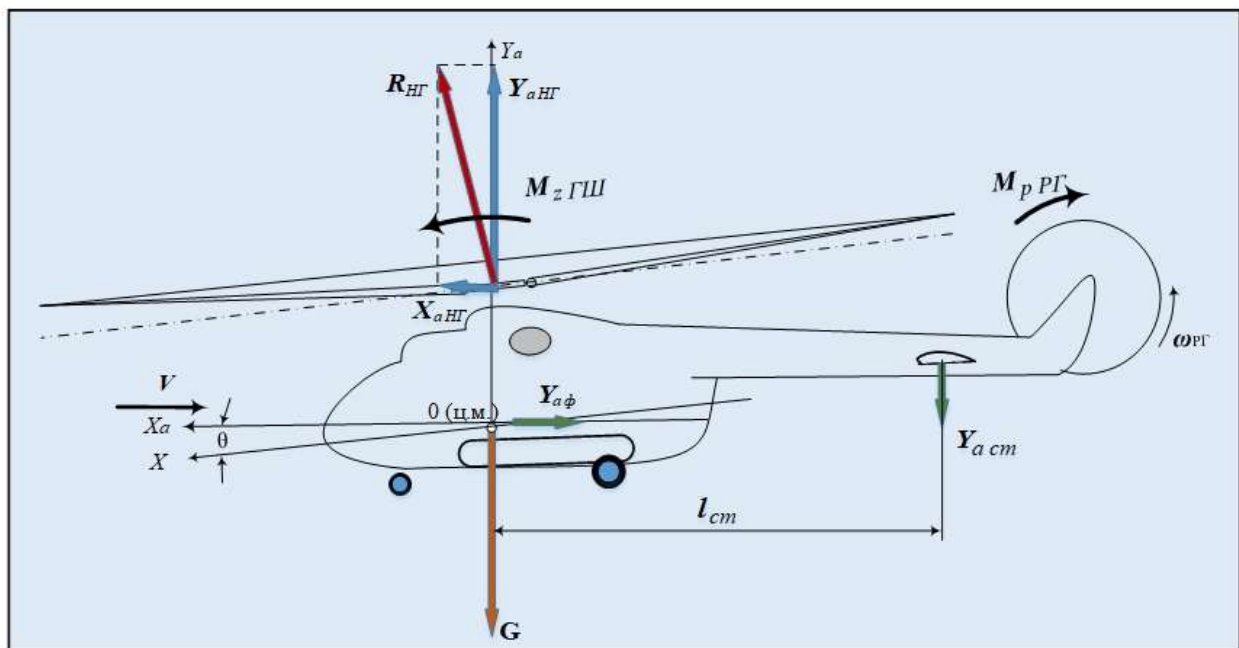


Рисунок 1. Схема сил, що діють на вертоліт в горизонтальному польоті

Для переведення вертольота з набору в горизонтальний політ необхідно, не змінюючи режиму роботи двигунів, відхилити РЦШ від себе, встановити задану швидкість, а потім важелем «КРОК-ГАЗ» підібрати режим роботи двигунів, який відповідає заданій швидкості. Частота обертання НВ при цьому автоматично підтримується в межах $95 \pm 2\%$.

Про правильність підбору режиму роботи двигуна для ГП на заданій швидкості і висоті польоту можна судити за показниками показчика швидкості і варіометра.

Зі збільшенням швидкості польоту $V_{пол}$ потрібна тяга НГ ($R_{HG_{потр}}$) збільшується. Це пояснюється зростанням опору вертольота, так як збільшується площа миделевого перетину вертольота. Для врівноваження сили опору потрібно збільшити горизонтальну складову тяги НГ, а цього можна досягти тільки за рахунок збільшення загальної тяги НГ, тому що при нахилі її вперед вертикальна складова повинна залишатися рівною силі тяжіння вертольота.

Для зменшення опору вертольота вісь головного редуктора нахилена вперед від вертикальної осі на кут $4^\circ 30'$. Цим зменшується нахил поздовжньої

осі фюзеляжу на крейсерських і максимальних швидкостях польоту, а отже зменшується площа перетину фюзеляжу, розташованого перпендикулярно до зустрічного потоку повітря, при цьому на швидкості польоту $V=160$ км/г кут тангажу θ буде приблизно дорівнювати 0 (в залежності від варіанту центрування).

При сталому польоті вертоліт знаходиться в стані спокою або прямолінійного рівномірного руху. Для виконання встановленого режиму польоту необхідно виконання умов рівноваги, тобто: $\sum M_i = 0; \sum F_i = 0$.

Основним питанням аналізу усталених режимів є рівновага сил. Для аналізу руху вертольота використовується швидкісна система координат. Рівняння руху вертольота матимуть вигляд:

При польоті без ковзання з правим креном:

$$V = const \rightarrow \sum F_{X_a} = X_{aHG} - X_{a\Phi} = 0 - \text{умова сталості швидкості};$$

$$H_{нол} = const \rightarrow \sum F_{Y_a} = Y_{aHG} - G - Y_{aCT} = 0 - \text{умова сталості висоти польоту};$$

$$V_z = 0 \rightarrow \sum F_{Z_a} = Z_{aHG} + G_{Z_a} - T_{PG} = 0 - \text{умова прямолінійності польоту в горизонтальній площині};$$

$$\gamma = const \rightarrow \sum M_{X_a} = 0 - \text{умова сталості кута крену};$$

$$\beta = 0 \rightarrow \sum M_{Y_a} = 0 - \text{умова відсутності кута ковзання};$$

$$\theta = const \rightarrow \sum M_{Z_a} = 0 - \text{умова сталості кута тангажу}$$

При польоті без крену з ковзанням:

$$V = const \rightarrow \sum F_{X_a} = X_{aHG} - X_{a\Phi} = 0 - \text{умова сталості швидкості};$$

$$H_{нол} = const \rightarrow \sum F_{Y_a} = Y_{aHG} - G - Y_{aCT} = 0 - \text{умова сталості висоти польоту};$$

$$V_z = const \rightarrow \sum F_{Z_a} = Z_{aHG} + Z_{a\Phi} - T_{PG} = 0 - \text{умова сталості бічної швидкості};$$

$$\gamma = 0 \rightarrow \sum M_{X_a} = 0 - \text{умова відсутності кута крену};$$

$$\beta = const \rightarrow \sum M_{Y_a} = 0 - \text{умова сталості кута ковзання};$$

$$\theta = const \rightarrow \sum M_{Z_a} = 0 - \text{умова сталості кута тангажу}$$

Балансування вертольота на режимі горизонтального польоту, як і на інших режимах, виробляється за допомогою електромагнітних муфт ЕМТ-2. Знімати зусилля зі всіх важелів управління необхідно короткими і частими натисканнями на кнопку зняття зусиль (триммера) після невеликих відхилень важелів управління або після виконання всього перехідного режиму одним натисканням на кнопку зняття зусиль. Перед натисненням на кнопку не слід докладати великих зусиль на важелі управління, так як при цьому миттєво зникають зусилля і відбувається різка зміна положення важелів управління, що призводить до великої розбалансування вертольота. Виконувати перехідні режими з натиснутою кнопкою не рекомендується, так як тут можливі зайві рухи важелями управління, що може повести до надмірної розгойдування вертольота.

Правильність підбору необхідної потужності визначається по варіометру і висотоміру: якщо стрілка варіометра знаходиться близько нульового положення, а висота не змінюється, то режим роботи двигунів для даної швидкості на даній висоті підібраний правильно. При цьому встановлюються певні обороти турбокомпресорів, так як режим роботи визначається тільки оборотами турбокомпресорів. Якщо обороти будуть більше максимально допустимих оборотів крейсерського режиму, визначених за графіком перед вильотом, то двигуни будуть працювати в області номінального режиму. Тому необхідно стежити за часом роботи двигунів: воно не повинно перевищувати однієї години або $\frac{1}{3}$ розрахункової тривалості польоту. Зазвичай до закінчення зазначеного часу за рахунок вигорання палива і зменшення польотної ваги необхідний режим роботи двигунів знижується до крейсерського. Якщо цього не відбудеться за вказаний термін, то необхідно знизити режим роботи двигунів до значення максимально допустимих обертів турбокомпресора і зменшити швидкість польоту до швидкості, відповідної крейсерського режиму роботи двигунів.

В принципі, незалежно від режиму польоту, дозволяється робота двигунів на будь-якому режимі:

- при роботі на крейсерському режимі час не обмежується;
- при роботі на номіналі - час роботи **60 хв**;
- на злітному режимі - **6 хв**.

Якщо двигуни працювали безперервно на номінальному або злітному режимах зазначений час, то необхідно їх перевести на знижений режим на час не менше **5 хв**, після чого знову можна працювати на зазначених режимах. Так само дозволяється безперервна робота двигунів послідовно на злітному і номінальному режимах з загальною тривалістю не більше **66 хв**.

Положення важелів управління на всьому діапазоні швидкостей горизонтального польоту: зі збільшенням швидкості ручка циклічного кроку повинна переміщатися вперед і вліво, ліва педаль вперед до певної швидкості. При подальшому розгоні швидкості необхідно переміщати вперед праву педаль. На всьому діапазоні швидкостей підтримується необхідна потужність за допомогою ручки загального кроку при правому положенні рукоятки коректора газу.

Сталий режим горизонтального польоту здійснюється з усіма включеними каналами автопілота АП-34Б. Канал висоти включається на сталому режимі горизонтального польоту на висоті не нижче **50 м**. Зміна висоти польоту проводиться при вимкненому каналі висоти автопілота. Після виведення вертольота на іншу висоту необхідно включити канал висоти кнопкою «ВКЛ» на пульті управління автопілота.

У сталому горизонтальному польоті зі звільненням управлінням вертоліт зберігає режим польоту, повільно йдучи із заданою швидкістю, так як автопілот стабілізує не швидкість польоту, а кут тангажу. Така нестійкість вертольота по швидкості більш виражена на малих швидкостях до **150 км/г**. На швидкостях понад **150 км/г** зміна швидкості значно менше. Крім того, зазначена нестійкість по швидкості залежить від точності балансування вертольота на режимі перед

включенням каналів автопілота: чим точніше збалансований вертоліт, тим краще стійкість. При спокійній атмосфері автопілот утримує вертоліт з точністю у напрямку $\pm 1^\circ$, по тангажу $\pm 0,5^\circ$, по крену $\pm 0,5^\circ$, по висоті ± 6 м до висоти 1000 м і ± 12 м на висоті понад 1000 м.

Пілот може втрутитися в управління і підправляти балансування вертольота не тільки важелями управління, а й рукоятками корекції напрямку, тангажу і крену в межах $\pm 5^\circ$. Для цього на пульті управління автопілотом є ручки центрування, кожне діління яких відповідає повороту вертольота навколо відповідної осі на 1° . Канал висоти такої ручки не має, і підправляти висоту можна тільки важелем загального кроку.

Нормальна робота каналів автопілота визначається коливаннями стрілок індіаторов близько нейтрального положення і характерним сіпанням вертольота, що виникають при парировання збурень. Роботу каналу висоти також можна контролювати по зміні загального кроку несучого гвинта, що видно по УШВ. При виключенні відповідного каналу стрілка припиняє коливання, встановлюючи в нейтральне положення.

2. Характеристики горизонтального польоту

Для виконання горизонтального польоту при даних параметрів польоту необхідно, щоб потрібна аеродинамічна сила несучого гвинта $R_{HG\text{ номр}}$ дорівнювала наявної $R_{HG\text{ расч}}$.

Потрібної для горизонтального польоту називається величина повної аеродинамічної сили несучого гвинта, необхідна для забезпечення горизонтального польоту з постійною швидкістю на заданій висоті:

$$R_{HG\text{ номр}} = \sqrt{Y_{aHG}^2 + X_{aHG}^2} = \sqrt{G_{Ya}^2 + X_{a\Phi}^2} = \sqrt{1 + \left(\frac{X_{a\Phi}}{G_{Ya}}\right)^2}$$

Наявна повна аеродинамічна сила несучого гвинта - це повна аеродинамічна сила, що розвивається при роботі двигунів на розрахунковому режимі. Вона в поступальній польоті згідно теоремі Н.С. Жуковського про тязі при постійній потужності двигунів зростає внаслідок косого обтікання до певної швидкості, а потім зменшується (рисунок 2). Це пояснюється недоліками самого принципу отримання рухомої (пропульсивної) сили несучого гвинта. Для отримання пропульсивної сили X_{aHG} необхідно нахилити повну аеродинамічну силу несучого гвинта R_{HG} вперед, але при цьому зменшується кут тангажу і несучий гвинт починає працювати в косому потоці з негативним конструктивним кутом атаки.

Чим більше негативне значення кута атаки несучого гвинта, тим менше кути атаки елементів лопатей. Тому збільшення швидкості польоту і зменшення кута атаки несучого гвинта супроводжується зменшенням кутів атак елементів лопатей, але одночасно з приростом швидкості польоту збільшується масова витрата повітря через несучий гвинт, і тому зміна сили R_{HG} буде залежати від

величини зміни секундної маси повітря і зміни кутів атаки елементів лопатей. У несучого гвинта вертольота спочатку зі збільшенням швидкості польоту масова витрата повітря через несучий гвинт впливає на $R_{НГ}$ більше, ніж зменшення кутів атаки елементів лопатей, $R_{НГ}$ збільшується і досягає свого максимального значення на економічній швидкості горизонтального польоту.

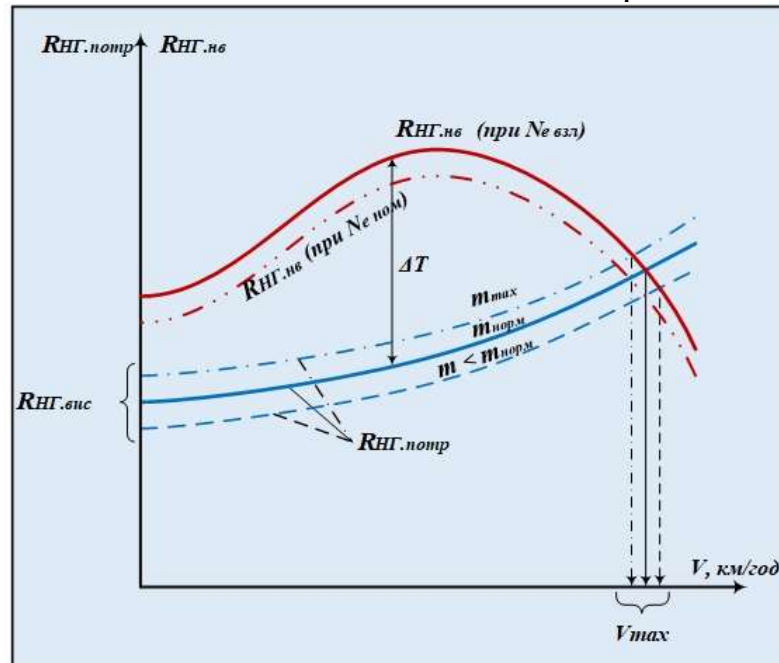


Рисунок 2. Залежність потрібної і наявної тяг НГ від швидкості польоту

Потім при постійній потужності двигунів $R_{НГ}$ несущого гвинта зменшується, так як приріст її внаслідок збільшення маси повітря, що проходить через несучий гвинт, відбувається менш інтенсивно, ніж зменшення її через зменшення кутів атаки елементів лопатей. Крім того, повна аеродинамічна сила несучого гвинта знижується внаслідок збільшення профільного і хвильового опору, появи зриву на кінцях лопатей і розширення зони зворотного обтікання.

Аналіз характеристик горизонтального польоту зручніше вести методом балансу потужностей.

Для виконання горизонтального польоту потрібна потужність $N_{потр}$ повинна дорівнювати наявній N_p .

Потрібною потужністю горизонтального польоту називається потужність, необхідна для забезпечення горизонтального польоту вертольота на даній швидкості і даній висоті польоту.

Потрібна потужність складається з індуктивної потужності, профільної потужності і потужності руху:

$$N_{потр} = N_{инд} + N_{проф} + N_{де}$$

Індуктивна потужність ($N_{инд}$) - це потужність, потрібна для створення складової сили тяги $Y_{aНГ}$, рівній вазі вертольота. Зі збільшенням швидкості горизонтального польоту $V_{ГП}$, індуктивна потужність $N_{инд}$ уменшається

внаслідок зменшення витрат енергії на проштовхування повітря через гвинт, що пояснюється збільшенням швидкості повітряного потоку від косого обтікання. Так, на висінні індуктивна потужність становить $N_{\text{инд}} = (70 \div 74\%) N_{\text{номр}}$, а на максимальній розрахунковій швидкості горизонтального польоту вона становить близько $N_{\text{инд}} \approx 15\% N_{\text{номр}}$.

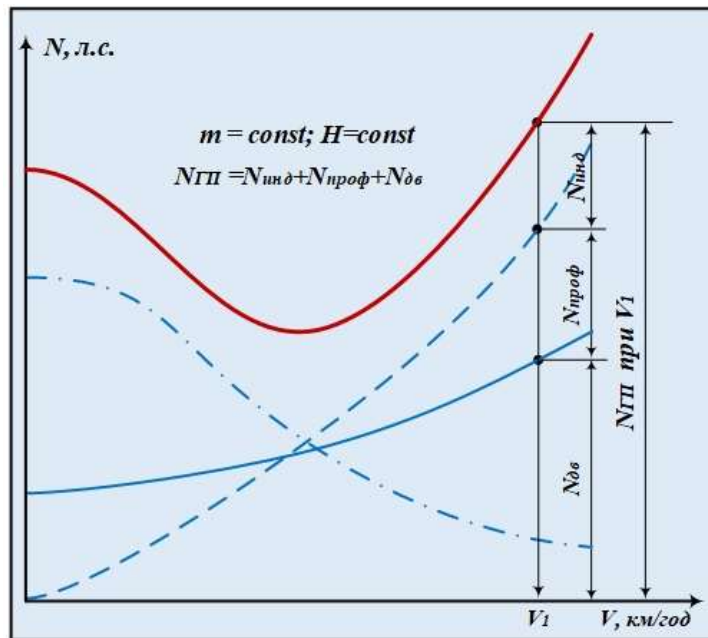


Рисунок 3. Залежність потрібної потужності та її складових від швидкості польоту

Профільна потужність ($N_{\text{проф}}$) зі збільшенням швидкості горизонтального польоту $V_{\text{ГП}}$, частоти обертання несучого гвинта $n_{\text{НГ}}$ і висоти польоту $H_{\text{П}}$ збільшується через зростання профільного опору. При постійних частоті обертання $n_{\text{НГ}}$ і кроці НГ $\phi_{\text{НГ}}$ профільна потужність $N_{\text{проф}}$ збільшується зі збільшенням швидкості польоту $V_{\text{ГП}}$, а на постійній висоті збільшення частоти обертання призводить до збільшення профільного опору через збільшення окружної швидкості обтікання і далі - до виникнення хвильового опору на кінцях лопатей.

Профільна потужність на режимі висіння становить $(26 - 30\%) N_{\text{проф}}$, а на розрахунковій швидкості горизонтального польоту - $40\% N_{\text{проф}}$ потрібної потужності.

Потужність руху ($N_{\text{дв}}$) залежить від величини шкідливого опору $X_{a\phi}$ і швидкості польоту. При переході від режиму висіння на розрахункову мінімальну швидкість вона збільшується від **0** до **45% $N_{\text{номр}}$** . Якщо підсумувати розглянуті вище потужності, то отримаємо залежність $N_{\text{номр}}$ горизонтального польоту від швидкості польоту $V_{\text{ГП}}$.

Потужність, потрібна для горизонтального польоту, зі збільшенням швидкості польоту спочатку зменшується, так як зменшення індуктивної

потужності відбувається більш інтенсивно, ніж збільшення профільної потужності і потужності руху. Але з деякою швидкості приріст профільної потужності і потужності руху стає більше, ніж зменшення індуктивної потужності, і тому потужність, потрібна для горизонтального польоту, збільшується.

Швидкість горизонтального польоту, на який потрібна потужність мінімальна, називається **економічною швидкістю**, так як політ на ній вимагає мінімальної витрати палива. Потужність, потрібна для висіння, в порівнянні з потужністю, потрібної для горизонтального польоту на економічній швидкості, в **1,5-2** рази більше.

Наявна потужність несучого гвинта N_p - це частина ефективної потужності двигунів, яка витрачається на обертання несучого гвинта при роботі двигунів на розрахунковому режимі. Наявна потужність несучого гвинта при збільшенні швидкості до економічної збільшується, тому що зменшуються втрати ефективної потужності на привід рульового гвинта внаслідок його косого обтікання. При подальшому зростанні швидкості N_p зменшується внаслідок збільшення втрат на хвостовому гвинті, хоча N_e в продовжує збільшуватися.

3. Характерні швидкості горизонтального польоту, криві Жуковського.

Криві потрібної і розташовується потужностей вперше були запропоновані Н.Є. Жуковським для визначення льотних характеристик літальних апаратів, і в аеродинаміці носять його ім'я (рисунок 4):

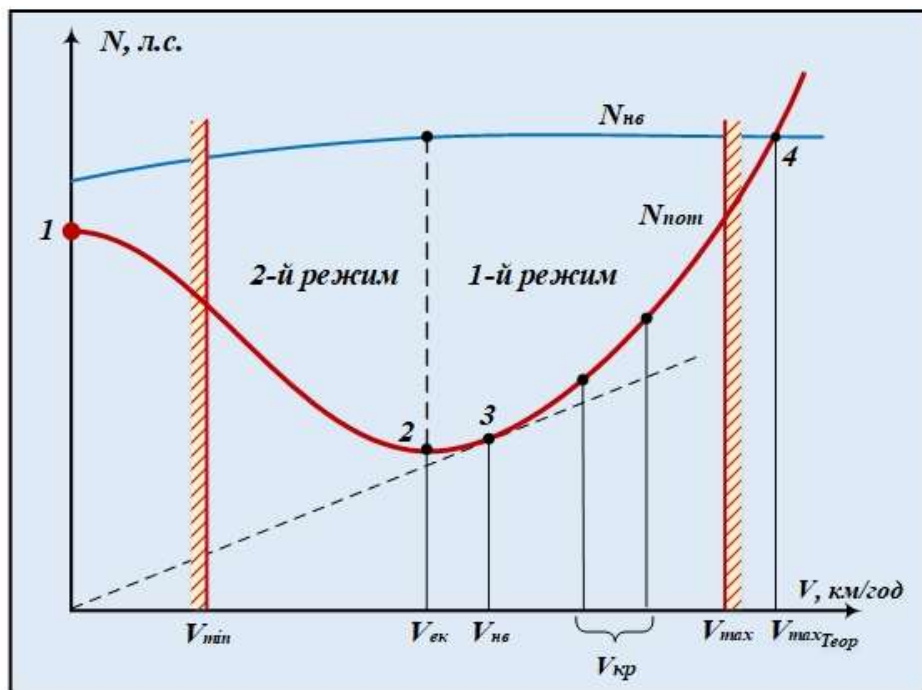


Рисунок 4. Криві Н.Є. Жуковського

Метод одночасного розгляду зміни потрібної і розташовується потужностей в залежності від різних експлуатаційних факторів дозволяє розкрити фізичну сутність причин зміни можливих умов горизонтального польоту, виявити його найбільш характерні швидкості і режими

На рис 4. можна бачити такі характерні точки:

- точка 1: $V_{\min} = 0$ - мінімальна швидкість горизонтального польоту, відповідає режиму висіння. На даній висоті при $V = 0$ є запас потужності, тому можливі висіння і вертикальний підйом;
- точка 2: $N_{\text{нотр}} \rightarrow \min$ - визначає економічну швидкість польоту $V_{\text{ек}}$, запас потужності: $\Delta N \rightarrow \max$;
- точка 3: визначає $V_{\text{HB}}(V_{\text{кр}}) V_{\text{кр}}$ - швидкість найбільшої дальності польоту;
- точка 4 точка перетину $N_{\text{нотр}}$ і N_p на великих швидкостях польоту визначає максимальну швидкість горизонтального польоту, яка досягається при повному використанні наявної потужності.

Зміна розполагаемой і потрібної потужностей в залежності від висоти, температури зовнішнього повітря і польотної маси вертольота визначають зміну перерахованих швидкостей горизонтального польоту (рис.5).

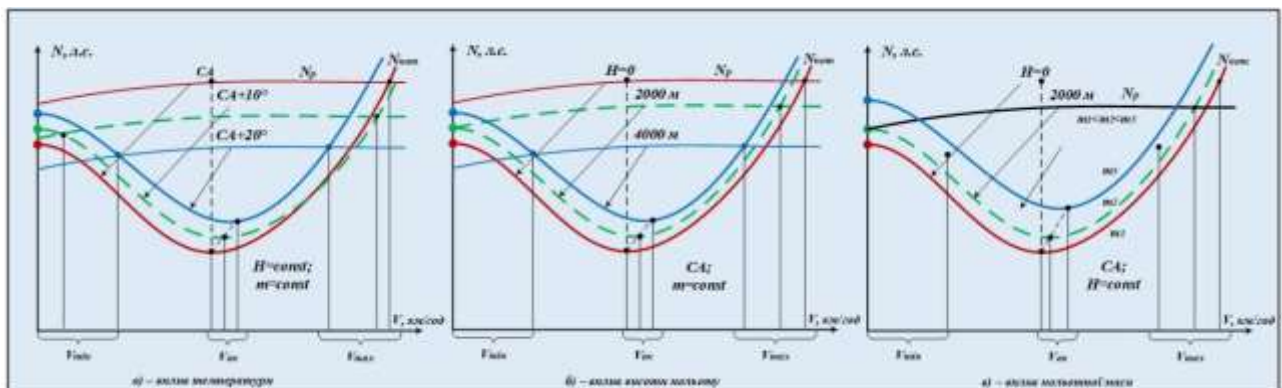


Рисунок 5. Вплив експлуатаційних факторів польоту на криві Жуковського

Наявна потужність змінюється відповідно до висотно-кліматичної характеристики силової установки при її роботі на злітному режимі.

Зі збільшенням висоти польоту крива потрібної потужності спочатку зсувається вгору і вправо, що обумовлюється збільшенням індуктивної потужності при одночасному зменшенні потужності руху. Зрушення відбувається приблизно по дотичній, проведеної з початку координат до кривої потрібної потужності для $H = 0$. Однак для висот більше **2,5-3 км** крива потрібної потужності відходить від цієї дотичної вгору, тому що на великих висотах внаслідок впливу стисливості повітря різко збільшується профільна потужність.

Збільшення температури зовнішнього повітря і польотної маси вертольота призводить до зростання індуктивного і профільної потужності, практично не змінюючи потужність руху.

Мінімальна швидкість горизонтального польоту вертольота - це швидкість, на який вертоліт може утримуватися в повітрі на цій висоті на злітному або номінальному режимі роботи двигунів.

Теоретична мінімальна швидкість польоту вертольота від землі до стелі висіння (статичної стелі) залишається рівною нулю. Вище статичної стелі висіння неможливо, тому на великих висотах вертоліт може перебувати на незмінній висоті тільки завдяки використанню приросту тяги несучого гвинта від косою обдування, тому мінімальна швидкість до динамічного стелі повинна збільшуватися.

Мінімальна швидкість на динамічної стелі дорівнює економічної. Така зміна мінімальної швидкості обумовлено зміною розполагаемой і потрібної потужностей на висоті.

Мінімальні швидкості горизонтального польоту отримують розрахунком, а потім уточнюють льотними випробуваннями. В експлуатації мінімальні швидкості обмежуються не тільки потужністю двигунів, але і вібраціями вертольота на малих швидкостях, складністю пілотування і недосконалістю показника швидкості.

Економічна швидкість горизонтального польоту - це швидкість, при якій в горизонтальному польоті є максимальний надлишок потужності ($\Delta N \rightarrow \max$) і потрібна найменша потужність для виконання польоту. На економічній швидкості через найменшу потужності найменший часова витрата палива, тому можлива найбільша тривалість польоту при даному запасі палива.

З точки зору аеродинаміки економічна швидкість досить універсальна, на вертольоті Мі-8 МТВ вона становить **120 км/г.**

При польоті на $V_{ек}$ виходять найбільші запаси поздовжнього, поперечного і колійного управління, а також і запас по кроку НГ від його балансувального положення до використання злітної потужності двигунів. Для цієї швидкості характерний максимальний запас (надлишок) потужності при виконанні сталого горизонтального польоту. Наявний в цьому випадку максимальний надлишок потужності можна реалізувати для отримання максимальної вертикальної швидкості усталеного набору висоти по похилій траєкторії. Тому економічна швидкість є одночасно і **найвигоднішою швидкістю усталеного набору висоти** по похилій траєкторії - $V_{НВнаб}$. (швидкість максимальної скоропідйомності).

При виконанні горизонтального польоту на $V_{ек}$ досягається найбільша тривалість польоту.

При виконанні встановленого зниження по похилій траєкторії на $V_{ек}$ при постійному (зменшеному в порівнянні з горизонтальним польотом) значенні потужності, а також і при шикунанні на режимі самоврацання НГ виходить мінімальна вертикальна швидкість. Тому на зниженні $V_{ек}$ іноді називають **найвигоднішою швидкістю шикунання**.

Зазвичай економічну швидкість вказують для нормальної злітної маси ($m_{норм}$) вертольота.

Від зміни польотної маси вертольота значення економічної швидкості

знаходиться в такою залежністю:

$$V_{ек} = V_{ек\text{ норм}} \sqrt{m/m_{\text{норм}}}$$

При незначних змінах маси цією поправкою можна знехтувати. Так, наприклад, для вертольота Мі-8 МТВ при $m_{\text{норм}} = 11100 \text{ кг}$ $V_{ек} = 120 \text{ км/г}$ (по приладу у землі), тоді для максимальної маси $V_{ек} = 122 \text{ км/г}$.

При збільшенні шкідливого опору вертольота (при одній і тій же масі), наприклад, за рахунок зовнішньої підвіски (додаткові паливні баки) або вантажу на тросі і т. п. значення економічної швидкості трохи зменшується, так як в цьому випадку збільшується потужність руху. З практики відомо, що під час перевезення вантажів на зовнішній підвісці економічніший політ на швидкості, менше ніж $V_{ек}$, на **5-10 км/г**.

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

Найбільша тривалість на висоті **500-3000** м при польоті зі швидкістю **120-130** км/год по приладу. При польоті на висоті 4000 м швидкість максимально тривалого польоту буде **100 км/год** по приладу. Таким чином, до висоти 3000 м економічна швидкість по приладу практично не змінюється і лише на висоті більше **3000** м вона зменшується.

При транспортуванні компактних вантажів на зовнішній підвісці економічна швидкість практично не змінюється, змінюється часовий витрата палива в середньому на **20%** внаслідок збільшення опору і відповідного зростання потрібної потужності. При транспортуванні великогабаритних вантажів економічна швидкість зменшується. Економічна швидкість горизонтального польоту застосовується для польотів, пов'язаних з тривалим перебуванням в повітрі (патрулювання, очікування в повітрі, коригування, пошук та ін.).

Льотними випробуваннями встановлено, що мінімальна часова витрата палива для вертольота вагою **11100 кг** становить приблизно **500 кг/г** на економічній швидкості **120 км/год** по приладу. Для вертольота вагою **12000 кг** витрата буде більше **500 кг/г** на економічній швидкості польоту **120 км/год** по приладу.

Найвигоднейшая швидкість горизонтального польоту - це швидкість, при якій досягається максимальна дальність польоту через мінімального кілометрового витрати палива. Найвигоднейшая швидкість більше економічної швидкості горизонтального польоту.

Найвигоднейшая швидкість горизонтального польоту з постійною польотною вагою по приладу до висоти **1000** м не змінюється, а на висотах понад **1000** м вона зменшується. Найвигоднейшая швидкість горизонтального польоту залежить від польотної ваги: чим більше польотна вага, тим вона менше.

Мінімальна кілометрова витрата палива для вертольота вагою **11100 кг** становить близько **2,9 кг/км** на швидкості **220 км/год** по приладу, а для

вертольота вагою **12000 кГ** - близько **3,1 кГ/км**. Кілометрова витрата палива зі збільшенням висоти до 3000 м, як і часова витрата, зменшується.

V_{\max} змінюється відповідно до зміни потужності двигунів в залежності від висоти польоту.

Максимальні швидкості по потужності двигунів приведені в табл.1:

Висота польоту, м	V_{icm} на зльотному режимі, км/г		V_{icm} на номінальному режимі, км/г	
	G=13000 кГ	G=11100 кГ	G=13000 кГ	G=11100 кГ
500	269	270	237	242
1000	270	272	236	243
2000	260	269	229	242
3000	236	252	214	234
4000	182	222	154	215
4500	-	203	-	194

Незважаючи на можливість досягнення великих швидкостей при значній енергоозброєності вертольота, максимальну швидкість часто доводиться обмежувати.

Обмежуючою умовою максимальної швидкості горизонтального польоту вертольота є зрив потоку з кінців лопатей. Підвищення максимальної швидкості здійснюється шляхом збільшення пропульсивної сили, що пов'язано зі збільшенням кроку НГ і одночасно зі збільшенням ефективної швидкості обтікання кінцевих перетинів лопатей при їхньому проходженні азимута **90°**, і при перевищенні критичної швидкості настає хвильової криза. На відступаючих лопатях в азимуті **270°** через підвищення інтенсивності махових рухів лопаті потрапляють на закритичні кути обтікання. В кінцевому підсумку обидва ці явища призводять до зменшення підйомної сили лопатей і до збільшення вібрацій несучої системи. Зі збільшенням висоти польоту при тій же швидкості кути атаки елементів лопатей будуть більше внаслідок більшого потрібного кроку НГ. При досягненні кінцевими перетинами лопатей кута атаки, рівного **14°**, швидкість польоту буде максимальною по зриву. Ця швидкість зменшується зі збільшенням висоти. Максимальні швидкості по зриву в залежності від висоти і ваги вертольота наведені в табл.2.

Висота польоту, м	V_{icm} для G=11100 кГ, км/г	V_{icm} для G=13000 кГ, км/г
500	294	284
1000	291	278
2000	277	261
3000	257	237
4000	229	205
4500	213	-

Отже, максимальна швидкість по зриву більше, ніж максимальна швидкість по потужності на злітному режимі роботи двигунів. На підставі льотних випробувань керівництвом з льотної експлуатації встановлюється максимальна експлуатаційна швидкість. Вона зазвичай менше, ніж максимальна швидкість по зриву і потужності на злітному режимі роботи двигунів і близька до максимальних швидкостей горизонтального польоту по потужності на номінальному режимі роботи двигунів. Експлуатаційна V_{max} встановлюється з умови забезпечення допустимого рівня вібрацій вертольота, з умови забезпечення достатньої міцності несучої системи і інших частин вертольота і з умови збереження прийнятної керованості вертольота. Для вертольота Мі-8МТВ в залежності від висоти польоту і ваги встановлені наступні максимальні і мінімальні швидкості горизонтального польоту (табл.3).

Висота польоту, м	Максимально допустима швидкість км/г		Мінімально допустима швидкість, км/г
	вертольота з $G \leq 11100 \text{ кГ}$	вертольота з $G > 11100 \text{ кГ}$	
Вище 40 від землі	250	230	60
500	250	230	60
1000	250	230	60
2000	215	195	60
3000	185	155	60
4000	150	120	80
4500	135	-	100

Максимальна швидкість обмежена для вертольота вагою **11100 кГ** до висоти **2000 м** і для вертольота вагою **13000 кГ** до висоти **1000 м** по допустимому рівню вібрації вертольота. На висотах більше **2000 м** для вертольота вагою **11100 кГ** і більше **1000 м** для вертольота вагою **13000 кГ** максимальні швидкості обмежений по зриву потоку з запасом не менше **20 км/г** по приладу за розрахунковою кордоні зриву.

Максимально допустима швидкість при транспортуванні вантажів на зовнішній підвісці **250 км/г** по приладу. Але ця швидкість визначається поведінкою вантажу на підвісці. Максимально допустима швидкість при польоті з напіввідкритими задніми стулками вантажної кабіни **160 км/г** по приладу.

4. Діапазон швидкостей і висот польоту вертольота

Мінімальна і максимальна швидкості горизонтального польоту по висоті визначають в цілому діапазоні можливих швидкостей і висот польоту вертольота.

Мінімальна швидкість польоту V_{min} змінюється, як показано на рис.6, лінія *аб*. До висоти статичної стелі ($H_{ст}$, точка *а*) при $m_{норм}$ і стандартних

умовах (МСА) вертоліт може виконувати горизонтальний політ з $V_{np} = 0$, т. е. з $V_{min} = 0$. На висоті понад $H_{ст}$ для висіння не вистачає наявної потужності (і тяги), тому горизонтальний політ можливий тільки на поступальній швидкості, т. е. коли НГ переходить на косу обдувку і можливості його по зростанню тяги при злітній потужності двигунів збільшуються. При польоті на V_{min} при $H > H_{ст}$ відсутні запаси по потужності СУ і, як правило, дуже мали запаси по колійному управлінню, а також обмежений час роботи двигунів на злітному (максимальному) режимі. Політ в цьому випадку на вертольоті супроводжується підвищеним рівнем тряски, можливе мимовільний рух вертольота.

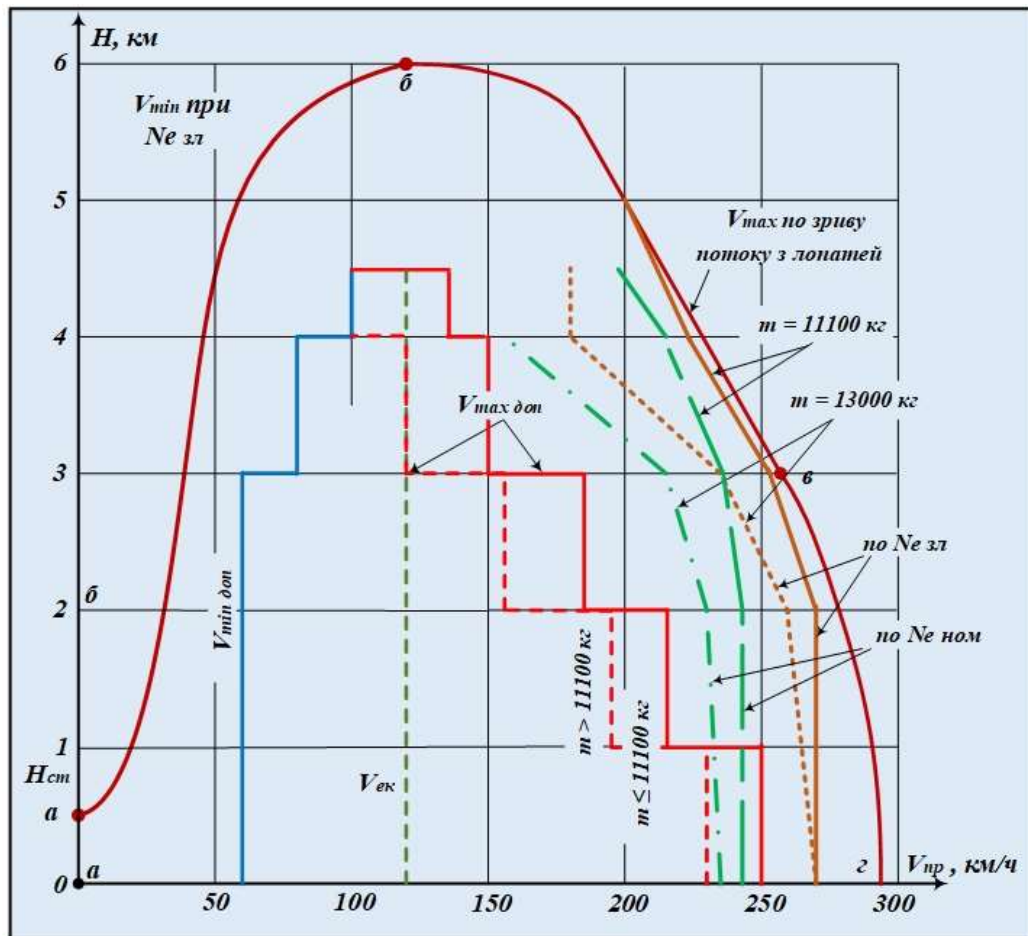


Рисунок 6. Діапазон швидкостей і висот польоту вертольота Мі-8 МТВ

Максимальна швидкість польоту V_{max} змінюється, як показано на рис.6 - лінія **бвг**. Вона обмежена в основному з двох причин.

1. За зриву потоку з лопатей НГ (рис.6, лінія **бв**). Зі збільшенням швидкості і висоти польоту на відступаючій лопаті (з азимутами 270-300°) внаслідок збільшення швидкості помаху вниз і роботи регулятора помаху місцеві кути атаки стають близькими до критичних, в результаті чого порушується плавність обтікання профілів лопаті в цьому секторі і утворюється зрив потоку. Крім того, для вертольота 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 нахреном його вправо, розгойдуванням в 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 знакозмінні навантаження лопатей НГ і системи управління.

2. За максимальної розполагаемой потужності силової установки при роботі двигунів на злітному режимі – по $Ne_{зл}$ (рис.6, крива *вг*). При польоті на цих швидкостях $N_p = N_{гп}$ і вертоліт не може збільшити швидкість в горизонтальному польоті через відсутність запасу потужності і тяги НГ. Політ на цих швидкостях і висотах обмежений також за часом роботи двигунів на злітній режимі.

Завдяки конструктивному рішенню вертоліт Мі-8 МТВ в льотній експлуатації не має обмежень максимальних швидкостей польоту по **ф л а т т е р у** лопатей несучого і рульового гвинтів. Зазвичай швидкості, при яких можливе виникнення флаттера, перевищують максимальну, обмежену розполагаемой потужністю НГ, на **100-150 км/г**. 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** ($H_{дин}$) вертольота. Практично досягти динамічної стелі вертольота представляє певну складність, так як час набору цієї висоти значно перевищує час роботи двигунів на злітному режимі і, крім того, ускладнюється техніка пілотування в зв'язку з близькістю обмежень по зриву потоку з лопатей і відсутністю запасу по потужності СУ.

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

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

Збільшення маси вертольота веде до зменшення висоти статичного стелі вертольота. При цьому опускається і межа мінімальних швидкостей польоту (рис.6). Крім того, збільшення маси вертольота при збереженні висоти польоту, коли $Ne_{зл} = const$, 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.6, *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 статичного і динамічного стелі на **100** м), а також зменшення максимальної швидкості (приблизно на кожні **100** кг максимальна швидкість зменшується на **5 км/г**).

Вплив атмосферних умов. Діапазон швидкостей і висот польоту вертольота

Мі-8 МТВ визначається для стандартних атмосферних умов, відповідних міжнародної стандартної атмосфери (МСА). У реальних умовах на тій чи іншій висоті польоту як температура, так і тиск повітря можуть відрізнятися від МСА. Це, в свою чергу, веде до зміни 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 (щодо МСА) веде до зміни тільки істинної висоти польоту над прольєтаємой місцевістю, а приладова висота буде відповідати стандартним умовам. Тому зміна щільності потрібно враховувати тільки в залежності від температури зовнішнього повітря, відмінною від стандартної для даної висоти.

Збільшення температури в порівнянні зі стандартною на даній висоті веде до зменшення щільності повітря, отже, падає наявна і росте потрібна потужність, в результаті знижується висота статичного і динамічних стелі і в цілому скорочується діапазон швидкостей і висот польоту.

Турбулентність атмосфери вимагає наявності 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 представляє певну складність з техніки пілотування, і це необхідно враховувати, скорочуючи діапазон швидкостей і висот польоту вертольота.

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 наявної потужності для НГ. При цьому зменшується висота статична і динамічна стелі вертольота, тобто значно скорочуються висотно-швидкісні властивості вертольота. На рис.6 штрих-пунктирною лінією показан діапазон висот і швидкостей польоту вертольота при використанні номінального режиму роботи двигунів і нормальної злітної маси вертольота.

Зміна оборотів НГ в порівнянні з встановленими для заданого (злітного) режиму роботи двигунів впливає на величину сили тяги і потрібної потужності НГ.

Зменшення оборотів НГ веде до зменшення його тяги. Це можна компенсувати тільки збільшенням коефіцієнта тяги (c_T), тобто за рахунок збільшення загального кроку НГ (φ_{out}). Як правило, збільшення φ_{out} призводить 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. В результаті падіння тяги РГ збільшується хід вперед правої педалі, що призводить (при знижених запасах по ходу правої педалі) до постановки її на упор. На статичній стелі це може привести до такого явища, як **мимовільне розвертання** вертольота вліво. При розвороті ліворуч потрібна потужність на обертання РГ ще додатково збільшується, що призводить, в свою чергу, до додаткового забору потужності від НГ і до ще більшого зменшення його

оборотів, компенсувати яке збільшенням загального кроку НГ виявляється неможливим, і вертоліт починає мимоволі знижуватися. Отже, висіння зі зменшеними оборотами НГ стає на висоті статичного стелі неможливим.

На максимальних швидкостях польоту падіння оборотів НГ веде до зменшення V_{max} як на висотах, де вона обмежується наявною потужністю, так і вище, де обмеження викликані зривом потоку з відступаючих лопатей через збільшення φ_{out} і N_{gp} . Тому, зменшення обертів НГ при польотах на швидкостях, близьких до максимальної, небажано. Приблизно можна вважати, що зменшення обертів НГ на **1%** (за вказівником) знижує максимальну швидкість майже на **10 км/г**.

Такий вплив перерахованих експлуатаційних факторів на діапазон можливих (наявних) швидкостей і висот польоту вертольота. Польоти на швидкостях і висотах, що обмежують діапазон, вважаються польотами на критичних режимах і в льотній практиці, як правило, заборонені, так як для їх виконання пілот не має достатніх запасів по потужності СУ і управління, тому можливі мимовільні рухи вертольота, які загрожують безпеці польотів.

З урахуванням зміни діапазону можливих швидкостей, висот і забезпечення безпеки польоту керівництвом з льотної експлуатації вертольота Мі-8 МТВ передбачені мінімально і максимально допустимі в експлуатації швидкості, а також максимально допустимі висоти для різних сталих режимів польоту, які і визначають так званий експлуатаційний діапазон швидкостей і висот польоту.

На рис.6 в якості прикладу показаний експлуатаційний діапазон швидкостей і висот польоту вертольота Мі-8 МТВ з нормальною польотною масою (m_{norm}) для стандартних умов (суцільна лінія). З порівняння 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, тобто по потужності СУ і управління, пілот може непереднамерно вийти за обмеження, якщо не буде контролювати швидкість, висоту і інші умови польоту. При певному (негативному) поєднанні незнач-яких експлуатаційних факторів (збільшення польотної маси, підвищення температури, зменшення тиску повітря, оборотів НГ та інших), можливо таке скорочення діапазону можливих швидкостей і висот польоту, що він стає рівним експлуатаційного. 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 урахуванням цих експлуатаційних факторів, він може ненавмисно потрапити в умови, аналогічні польоту на критичному режимі, тому в Керівництві з льотної експлуатації вертольота Мі-8 МТВ вказується експлуатаційний діапазон швидкостей і висот польоту для максимальної злітної маси вертольота. Отже, пілот крім контролю швидкості і висоти польоту змушений враховувати 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.

Мінімально допустима швидкість горизонтального польоту $V_{мін.доп.}$

обмежена порадином з льотної експлуатації вертольота Мі-8 МТВ через забезпечення необхідних запасів потужності і управління для запобігання потрапляння вертольота в мимовільне зниження і розворот через можливі помилки пілота в техніці пілотування, таких, як переобваження НГ, через збільшення загального кроку НГ без урахування приємності двигунів, запізнювання зі своєчасним збільшенням загального кроку НГ при гальмуванні та інше. Тому при ненавмисному зменшенні швидкості менш мінімально допустимої, особливо на висотах вище статичної стелі, необхідно негайно перевести вертоліт на розгін і, якщо є запас потужності СУ, плавно збільшити загальний крок НГ до злітної режиму.

Однак зменшення швидкості менш $V_{\min \text{ don}}$ дозволяється за Керівництвом з льотної експлуатації вертольота тільки при польоті на стелі висіння і нижче для даної (граничної) маси вертольота, визначеної за номограммам, при виконанні спеціальних завдань (наприклад, рятувальних робіт з висіння, висадки десанту при гасінні пожежі та інше) і при посадці по-вертолітному.

Для деяких типів вертольотів можливі й інші причини обмежень мінімально допустимої швидкості польоту. Так, наприклад, на вертольоті Мі-8 МТВ політ на швидкостях **20-40 км/год** супроводжується підвищеним рівнем вібрацій всього вертольота - так званої швидкістю тряски ($V_{\text{тряс}}$), що може привести до передчасного виходу з ладу лопатей НГ і обладнання вертольота.

Крім того, можливе обмеження $V_{\min \text{ don}}$ при польоті на швидкостях менше **40 км/год** з-за нестійкості показань приладу повітряної швидкості, внаслідок складності визначення швидкості візуально по землі при висінні на висотах понад 200 м.

Максимально допустима швидкість горизонтального польоту ($V_{\max \text{ don}}$) обмежена КЛЕ для забезпечення необхідного запасу управління, по вібраційної міцності елементів конструкції вертольота, а також на випадок можливих помилок в техніці пілотування, таких, як різке переміщення РЦШ, різке збільшення загального кроку НГ, ковзання та інші.

Тому при ненавмисному збільшенні швидкості більш максимально допустимої для даної висоти польоту, особливо на висотах, де основною причиною обмеження є зрив потоку і можливе мимовільне накренення вертольота вправо («валежка»), збільшення тряски, «затягування» в шікування, слід негайно зменшити швидкість польоту, для чого необхідно спочатку зменшити загальний крок НГ, а потім плавно перевести вертоліт в набір висоти. При польоті на $V_{\max \text{ don}}$ для запобігання значному розвітку зриву потоку і збереження достатньо хороших 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 оборотів НГ менше мінімально допустимих;
- при маневруванні не можна різко переміщати РЦШ на себе і збільшувати надмірно загальний крок НГ;
- при виконанні польоту в умовах сильної атмосферної турбулентності

швидкість по приладу повинна бути менше максимально допустимої.

Виходячи зі складності техніки пілотування при виконанні польоту на динамічній стелі для кожного типу вертольота в КЛЕ вказується максимально допустима висота польоту з даної (нормальної або максимальної) масою. Ця висота називається практичною стелею вертольота $H_{\text{прак}}$. При виконанні польоту на практичній стелі пілот має необхідний запас швидкості і потужності СУ 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**.

Для балансування в поперечному напрямку на різних швидкостях горизонтального польоту змінюється величина крену або величина кута ковзання.

При балансуванні вертольота з правим креном без ковзання величина крену залежить від швидкості польоту. На режимі висіння крен найбільший, приблизно $2^{\circ}30'$, зі збільшенням швидкості до економічної він зменшується і на економічній швидкості крен становить $1^{\circ}20'$, при подальшому збільшенні швидкості крен знову збільшується. На максимальній швидкості **250 км/год** крен становить 2° . Зміна величини крену відбувається тому, що зі збільшенням швидкості до економічної зменшується потрібна потужність, внаслідок цього зменшується реактивний момент НГ і тому повинна зменшуватися потрібна тяга РГ, а через це потрібно зменшити завалювання конуса обертання НГ вправо - крен зменшується. При подальшому збільшенні швидкості потрібна потужність зростає, зростає реактивний момент НГ, тому необхідно збільшити тягу РГ і, щоб її врівноважити, необхідно збільшити завал конуса обертання НГ вправо - крен збільшується.

Для поперечної балансування без крену поперечні моменти щодо поздовжньої осі повинні бути врівноважені без крену. Але поперечні сили будуть не врівноважені, так як тяга РГ більше поперечної сили НГ $Z_{a\text{НГ}}$, тому з'являється ліве ковзання, при ковзанні з'являється поперечна аеродинамічна сила, яка буде прикладена близько центру ваги і поперечним моментом її можна знехтувати. Ця сила буде врівноважувати неврівноважену частину сили тяги РГ. Сума всіх сил по осі Oz буде дорівнювати нулю.

Зі збільшенням швидкості польоту поперечна сила $Z_{a\phi}$ буде збільшуватися, і для дотримання поперечного балансування кут ковзання повинен зменшуватися.

При польоті з лівим ковзанням момент РГ додатково повинен врівноважувати ще і шляховий момент поперечної сили $Z_{a\phi}$, який розгортає вертолёт вліво. Тому тяга РГ при польоті з лівим ковзанням повинна бути більше. При польоті без крену з ковзанням вертолёт має знесення вліво на величину кута ковзання, який називається аеродинамічним кутом знесення. Зі збільшенням швидкості польоту кут зносу зменшується, так як збільшується поперечна сила $Z_{a\phi}$.

Практично виконувати політ точно без крену з малими кутами ковзання і без ковзання з малими кутами правого крену неможливо. Політ зазвичай виконується при наявності крену і ковзання з наближенням до того чи іншого варіанту в залежності від умов польоту і манери пілотування пілота.

Стабілізація кутового положення вертольоту щодо поздовжньої осі здійснюється каналом «Крен» автопілота з точністю $\pm 0,5^\circ$, Щодо вертикальної осі - каналом «Напрямок» автопілота з точністю $\pm 1^\circ$.

Вертоліт Мі-8МТВ, будучи представленим самому собі, не в змозі досить довго підтримувати сталий режим польоту. Отже, пілот повинен весь час впливати на органи управління, створюючи керуючий момент, спрямований на парирування збурень і збереження режиму горизонтального польоту.

Поліпшення характеристик стійкості на вертольоті Мі-8МТВ досягнуто установкою автопілота АП-34Б, який в сталому польоті підтримує заданий тангаж, крен, курс і висоту з певною точністю. Вертоліт з автопілотом динамічно стійкий, техніка пілотування набагато простіше. Вертоліт Мі-8МТВ в горизонтальному польоті має високу ефективність, чутливість і потужність управління. Малі відхилення ручки управління і невеликі зусилля сприяють тому, що психологічно пілот сприймає подвійні руху ручкою управління лише як зайву чутливість управління при пілотуванні без автопілота.