

МІНІСТЕРСТВО ВНУТРІШНІХ СПРАВ УКРАЇНИ
ХАРКІВСЬКИЙ НАЦІОНАЛЬНИЙ УНІВЕРСИТЕТ ВНУТРІШНІХ СПРАВ
КРЕМЕНЧУЦЬКИЙ ЛЬОТНИЙ КОЛЕДЖ

Циклова комісія аеронавігації

ТЕКСТ ЛЕКЦІЇ

з навчальної дисципліни

«Основи аеродинаміки та динаміка польоту»

обов'язкових компонент

освітньо-професійної програми першого (бакалаврського) рівня вищої освіти

Технології робіт та технологічне обладнання аеропортів

272 Авіаційний транспорт

за ТЕМОЮ 7- Усталений рух літальних апаратів

Вінниця 2023

ЗАТВЕРДЖЕНО

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

СХВАЛЕНО

Методичною радою Кременчуцького
льотного коледжу Харківського
національного університету
внутрішніх справ
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

Розробник: професор навчального відділу КЛК ХНУВС, викладач циклової комісії аеронавігації, к. т. н., с. н. с., спеціаліст вищої категорії, викладач – методист, Тягній В. Г.

Рецензенти:

1 Головний науковий співробітник ТОВ «Науково-виробниче об'єднання» «АВІА», к.т.н., с.н.с., Зінченко В. П.

2 Професор навчального відділу КЛК ХНУВС, викладач-методист циклової комісії енергозабезпечення та систем управління, к. т. н., професор, спеціаліст вищої категорії, Гаврилюк Ю. М.

ЛЕКЦІЯ 7.1: Режими польоту вертольоту

План лекції:

- 1 Необхідна і наявна тяга і потужність НГ вертольоту.
- 2 Режими вертикального польоту.
- 3 Горизонтальний політ.
- 4 Набір висоти по похилій траєкторії.
- 5 Зниження по похилій траєкторії.
- 6 Поняття і принципи розрахунку дальності і тривалості польоту

Рекомендована література:

Основна:

1. Котельніков Г. Н., Мамлюк О. В., Аеродинаміка літальних апаратів. Підручник. -К.: Вища школа, 2002. – 255 с.
2. Навчальний посібник «Аеродинаміка та динаміка польоту вертольота». Частина I, «Аеродинаміка вертольота» / А. Г. Зінченко, О. О. Бурсала, О. Л. Бурсала та ін.; за заг. ред. А. Г. Зінченка. – Х.: ХНУПС, 2016.–402 с.: іл.
3. Навчальний посібник «Аеродинаміка та динаміка польоту вертольота». Часть II, «Динаміка польоту вертольота». / А. Г. Зінченко, І. Б. Ковтонюк, В. М. Костенко та ін.; за загальною редакцією В. М. Костенка та І. Б. Ковтонюка. – Х.: ХУПС, 2010. – 272 с.: іл.
4. Опорний конспект з навчальної дисципліни «Аеродинаміка, динаміка польоту та практична аеродинаміка». Частина I «Аеродинаміка вертольоту». Автор: Пчельников С. І.
5. Опорний конспект з навчальної дисципліни «Аеродинаміка, динаміка польоту та практична аеродинаміка». Частина II «Динаміка польоту». Автор: Пчельников С.І.
6. Аеродинаміка літальних апаратів: навчальний посібник /О.О. Бурсала. А. Г. Зінченко, Є. Ю. Іленко, І. Б. Ковтонюк, А. Л. Сушко – Х.: ХУПС, 2015. -333 с.: іл.
7. Лебідь В. Г., Миргород Ю. І., Аерогідрогазодинаміка. Підручник Х.: ХУПС, 2006. – 350 с.
8. Тягній В. Г., Ємець В. В., Основи аеродинаміки та динаміки польоту, частина I, Аерогідрогазодинаміка. Навчальний посібник, КЛК ХНУВС, 2022. – 384 с.

Допоміжна:

1. Ковалев Е. Д., Удовенко В. А., Основи аеродинаміки і динаміка польоту легких вертольотів. Навчальний посібник. - Х.: КБ Аерокоптер, 2008. – 280

с.

Інформаційні ресурси

Інформаційні ресурси в Інтернеті

<http://csm.kiev.ua/nd/nd.php?b=1>

Технічні засоби

1. Багатофункціональний плазмовий телевізор.
2. Персональний комп'ютер.
3. Мультимедійний проектор.

Наочні посібники

4. Опорний конспект лекцій.
5. Електронний конспект лекцій.
6. Презентація окремих тем дисципліни.
7. Схеми та таблиці по темам дисципліни.
8. Зразки інформаційної та службової документації.
9. Навчальні фільми за тематикою дисципліни «Основи аеродинаміки та динаміки польоту».
10. Стенди і плакати за тематикою дисципліни «Основи аеродинаміки та динаміки польоту».
11. Курс лекцій по дисципліні «Основи аеродинаміки та динаміки польоту»
12. Начальний посібник по дисципліні “Аерогідродинаміка”.

Текст лекції

ЛЕКЦІЯ 7.1: РЕЖИМИ ПОЛЬОТУ ВЕРТОЛЬОТА

План лекції:

7.1.1 Необхідна і наявна тяга і потужність НГ вертольоту.

7.1.2 Режими вертикального польоту.

7.1.3 Горизонтальний політ.

7.1.4 Набір висоти по похилій траєкторії.

7.1.5 Зниження по похилій траєкторії.

7.1.6 Поняття і принципи розрахунку дальності і тривалості польоту

7.1.1 Необхідна і розрахункова тяга і потужність НГ

Для виконання усталеного руху необхідно, щоб НГ створював результуючу аеродинамічну силу (*повну тягу*) $T_{\text{нв}}$, рівну потрібної $T_{\text{п}}$ на даному режимі польоту. Із загальних рівнянь руху слід, що потрібна повна тяга НГ повинна мати три складових:

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

$$T_y = G \cos \theta - Y_{\text{кр}};$$

$$T_z = T_{\text{рв}} + Z_{\text{к}}.$$

Тому величина потрібної тяги *НГ* ($T_{\text{н}}$) буде дорівнює:

$$T_{\text{н}} = \sqrt{T_x^2 + T_y^2 + T_z^2} = \sqrt{(X_{\phi} + X_{\text{кр}} + G \cdot \sin \theta)^2 + (G \cdot \cos \theta - Y_{\text{кр}})^2 + (T_{\text{рв}} + Z_{\text{к}})^2}$$

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

$$T_{\text{н}} = \sqrt{(X_{\phi}^2 + 2 \cdot X_{\phi} \cdot G \cdot \sin \theta) + (G)^2 + (T_{\text{рв}})^2}$$

В усталеному наборі висоти по похилій траєкторії потрібна тяга *НГ* більше, ніж в горизонтальному польоті, при інших рівних умовах на величину $2 \cdot X_{\phi} \cdot G \cdot \sin \theta$, що знаходиться під коренем. Надлишок величини потрібної тяги *НГ* при наборі висоти по похилій траєкторії (в порівнянні з горизонтальним польотом) виконує роботу, що витрачається на збільшення повної механічної енергії вертольота (збільшується потенційна енергія при постійній кінетичній).

При сталому зниженні по похилій траєкторії потрібна тяга *НГ* на цю ж величину менше, ніж в 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 (рис 7.1).

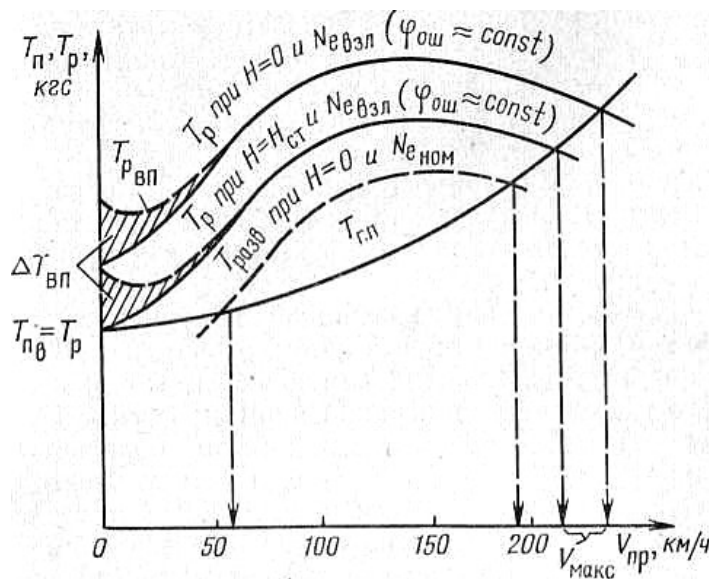


Рис 7.1 Залежність необхідних і наявних тяг НГ від швидкості і висоти усталеного горизонтального польоту вертольота

Несучий гвинт створює тягу $T_{нг}$ за рахунок підведеної до нього потужності силової установки. Максимально можливу величину тяги T_p несучий гвинт розвиває при роботі двигунів на максимальному (злітному) $Ne_{взл}$, режимі. Її прийнято називати розполагаемой (рис 7.1).

Розрахункова тяга НГ T_p не залежить від величини маси вертольота, але вона залежить від висоти польоту і від температури зовнішнього повітря, так як від цих чинників в сильному ступені залежить потужність двигунів.

Розрахункова тяга НГ T_p змінюється, підкоряючись характеру зміни злітної потужності двигунів від висоти і температури зовнішнього повітря.

Значний приріст розрахункової (розвиваємої) тяги НГ 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 НГ поширюється до висоти висіння $h_{вис}$, яка визначається пілотом від землі до рівня коліс (рис 7.2), приблизно дорівнює величині радіуса НГ. Додатковий приріст розполагаемой тяги НГ становить **25-30%** (рис 7.2).

В льотної практиці необхідно враховувати, що вплив повітряної подушки пропадає при виконанні висіння над чагарником (*очеретом, високою травою*) і над водною поверхнею. У цих випадках енергія повітряного потоку від НГ повністю розсіюється на розгойдування чагарнику 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, «скатується» під ухил, не утворює повітряної подушки.

Розрахункова тяга $HГ$ в зоні впливу повітряної подушки в значній мірі залежить від швидкості вітру і швидкості польоту. При швидкості вітру **60 км/год** (або $V_{np} = 60$ км/год) вплив повітряної подушки повністю зникає. На *рис 7.1* заштриховані ділянки показують зміну надлишку розрахункової тяги $Hг$ за рахунок впливу повітряної подушки (ΔT_{en}) від швидкості польоту.

Зі збільшенням швидкості польоту, як видно з *рис 7.1*, що розрахункова тяга зростає більш інтенсивно, ніж необхідна. Збільшення розрахункової тяги, відбувається в результаті косою обдування і зменшення втрат на цьому режимі роботи $HГ$. Для виконання встановленого польоту необхідне дотримання балансу енергій, *т.е* щоб потужність, створена силовою установкою, дорівнювала потужності, потрібній для виконання польоту на даному режимі.

Необхідною 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 $HГ$ в 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 ($Q_с$):

$$N_{zn} = N_{ind} + N_{np} + N_{ov}$$

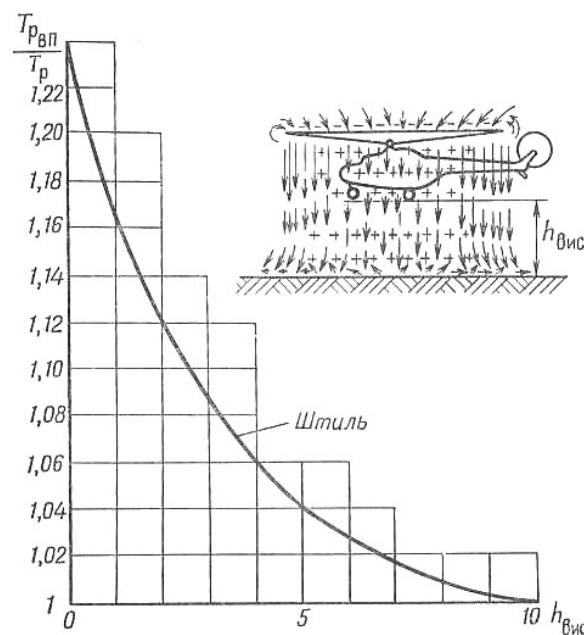


Рис 7.2 Вплив повітряної подушки на величину розрахункової відносної тяги $HГ$ в залежності від висоти висіння над майданчиком

Закон зміни індуктивної потужності N_{ind} , профільної $N_{пр}$, потужності руху $N_{дв}$ і сумарної потужності, необхідної для горизонтального польоту, характерний для будь-якого вертольота, показаний на *рис 7.3*.

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

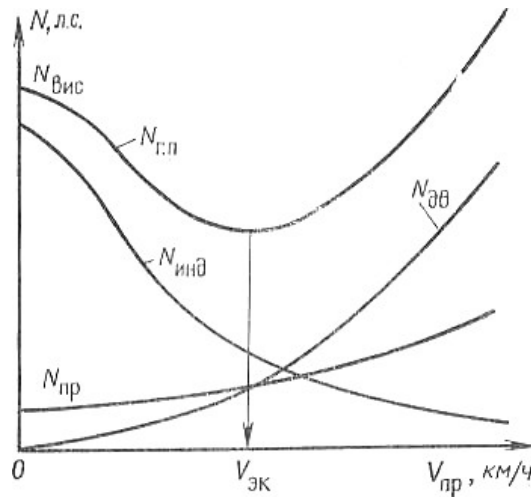


Рис 7.3. Залежність необхідної потужності НГ і її складових від швидкості усталеного горизонтального польоту

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

$$N_e = \frac{N_{zn}}{\xi_m}$$

Залежність ξ_m від швидкості польоту, характерна для сучасних вертольотів, показана на *рис 7.4*.

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, варіанти озброєння і зовнішніх підвісок, вантажу, випущеного або прибраного шасі і зовнішніх умов.

Зі збільшенням висоти горизонтального польоту змінюється щільність повітря і для створення однакової за величиною необхідної тяги при одній і тій же $V_{пр}$

необхідна потужність збільшується:

$$N_{zn} \approx \frac{N_{zn, H=0}}{\sqrt{\Delta}}$$

Однак зі збільшенням H при одній і тій же $V_{пр}$ зростає справжня швидкість польоту V і тому графік залежності N_{zn} від H і V зсувається вгору і вправо (*рис 7.5*).

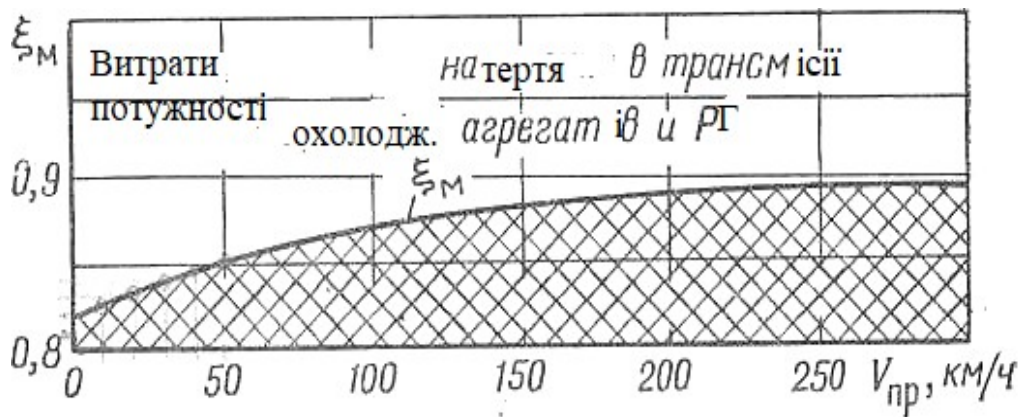


Рис 7.4. Залежність коефіцієнта використання потужності силової установки від швидкості польоту

Розрахункова 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:

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

Розрахункова потужність N_p зі збільшенням швидкості незначно збільшується, хоча $N_{e,взл}$ від швидкості польоту не залежить (рис 7.5 і 7.7), тому що зменшуються непродуктивні втрати потужності при створенні розрахунковій тязі і зростає коефіцієнт втрат потужності ξ_M (рис 7.4).

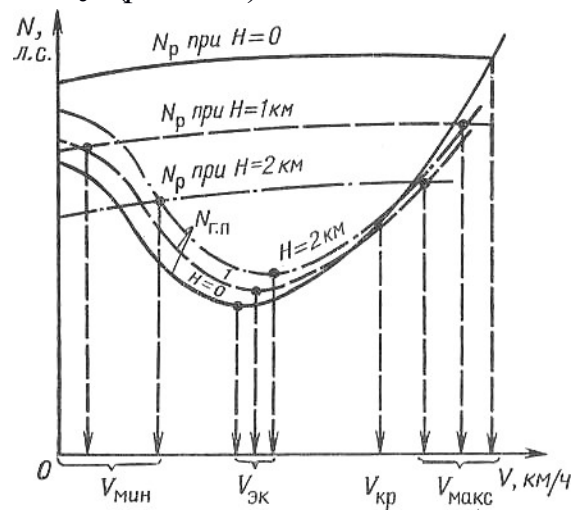


Рис 7.5. Залежність необхідних і розрахункових потужностей НГ від висоти і істинної швидкості усталеного горизонтального польоту

Розрахункова потужність змінюється від висоти польоту і температури зовнішнього повітря точно так же, як і ефективна потужність двигунів при роботі на злітному режимі, *т.е.* для невисотного двигуна зі збільшенням висоти польоту і

температури вище розрахункової, необхідна потужність падає (рис 7.5 і 7.7, б)).

Потужність, що підводиться до НГ при різних значеннях загального кроку НГ (ϕ_{out}) 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 і максимальні швидкості і в цілому висотно-швидкісні властивості вертольотів.

Необхідна 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 постійної вертикальної швидкістю (наприклад, $V_y = 2\text{ м/с} = \text{const}$), необхідна потужність для набору висоти як при вертикальному підйомі, так і при русі по похилій траєкторії в порівнянні з необхідною потужністю для висіння і горизонтального польоту (при однакових швидкостях польоту по приладу) повинна бути збільшена на постійну величину $\Delta N_{наб}$, т.ч. крива необхідної потужності при наборі висоти зсувається еквідистантно вгору щодо необхідної потужності для горизонтального польоту (рис 7.6).

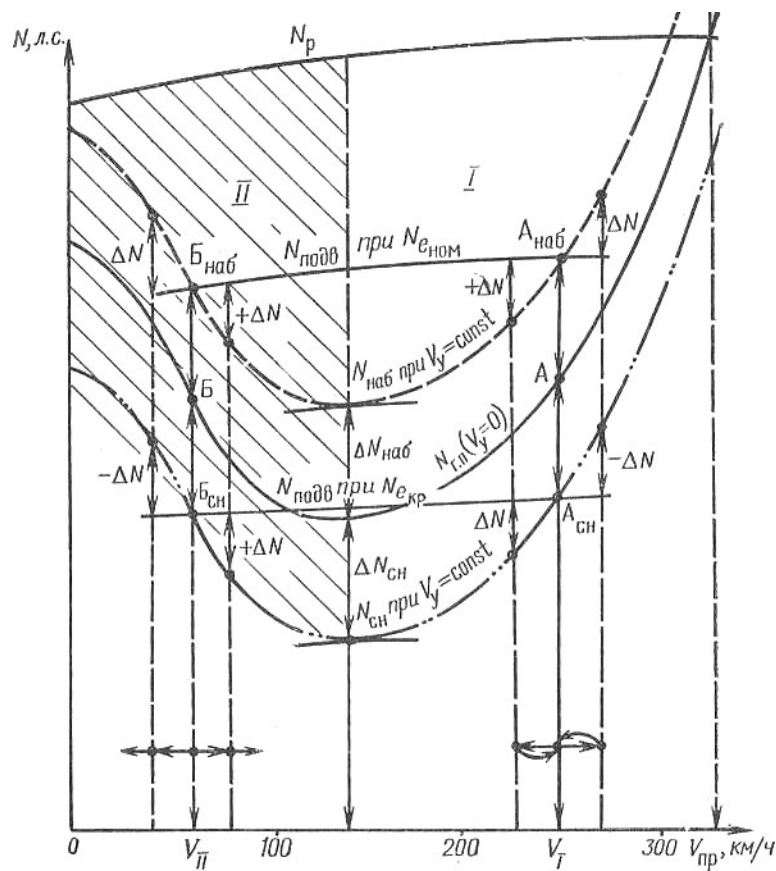


Рис 7.6 Зміна необхідних потужностей НГ при сталому наборі і зниженні

Максимальні вертикальні швидкості усталеного набору розраховуються за формулою:

$$V_y = \frac{(N_p - N_{en}) \cdot 75}{G} = \frac{75 \cdot \Delta N}{G}$$

де

N_{en} - 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 самоврацання $НГ$, якщо відома необхідна потужність для горизонтального польоту:

$$V_{y, \max} \approx - \frac{N_{en} \cdot 75}{G}$$

Отримувані максимальні вертикальні швидкості близькі до практичних швидкостям.

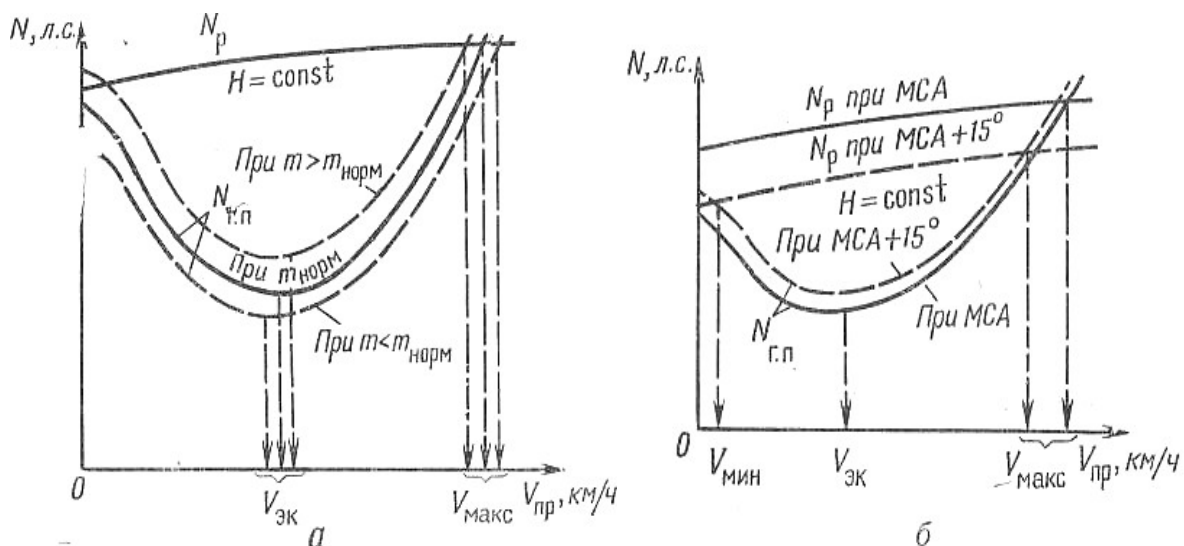


Рис 7.7 Залежність необхідних і розрахункових потужностей $НГ$ від маси вертольота (**а**) і температури зовнішнього повітря (**б**), відмінною від стандартної (MCA) на даній висоті

7.1.2 Режими вертикального польоту

7.1.2.1 Висіння

Висінням називається такий режим польоту вертольота, при якому його швидкість щодо землі дорівнює нулю. При наявності вітру висіння (*носом проти вітру*) є горизонтальним польотом. В цьому випадку вертоліт виконує політ щодо повітряної маси зі швидкістю вітру і $НГ$ працює в режимі косого обтікання. Якщо вертоліт буде дрейфувати за вітром, *т.ч.* переміщатися відносно землі зі швидкістю вітру, $НГ$ буде працювати як і при висінні в штиль, *т.ч.* в 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 з найбільш складних по техніці пілотування, особливо при польоті з відключеним автопілотом. Він вимагає від пілота підвищеної уваги, великого фізичного напруження і чіткості в пілотуванні.

7.1.2.2 Умови і особливості виконання висіння

Максимальна висота, на якій можливе виконання висіння на вертольоті, називається статичною стелею вертольота ($H_{ст}$). У характеристиках вертольотів величина $H_{ст}$ наводиться для нормальної маси вертольота при стандартних атмосферних умовах без урахування ефекту повітряної подушки. Практично виконувати висіння на $H_{ст}$ не можна, так як немає запасу по тязі (потужності) і в разі будь-якого зовнішнього впливу (або якщо буде допущена найменша неточність в техніці пілотування) відбувається падіння оборотів НГ і вертоліт починає знижуватися.

Якщо визначити по номограмі максимальну висоту висіння для нормальної маси вертольота при стандартній температурі зовнішнього повітря (рис 11.1.8), то вона виявиться трохи нижче статичної стелі вертольота. Ця висота висіння називається стелею висіння H_{nv} , де практично можна виконати висіння поза зоною впливу повітряної подушки. Наявні при цьому запаси по потужності СУ і шляхового керування забезпечують необхідну безпеку виконання висіння (рис 7.8).

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 при необхідності (при зльотах і посадках на майданчиках обмежених розмірів і з високими перешкодами на підходах, при рятувальних роботах, при польоті з вантажем на зовнішній підвісі та ін.). 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.

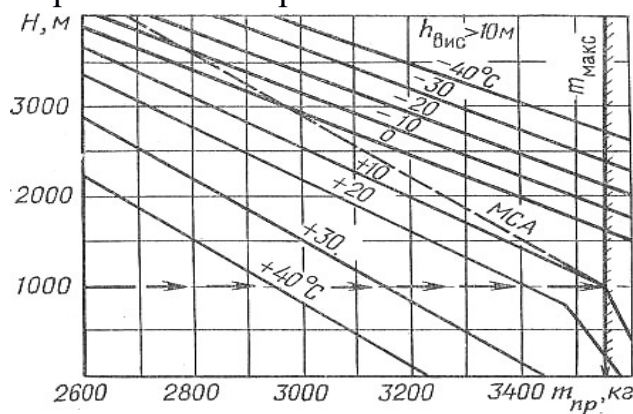


Рис 7.8. Номограма для визначення граничної маси вертольота Мі-2 в залежності від висоти висіння поза зоною впливу повітряної подушки і

температури зовнішнього повітря

Для усталеного режиму висіння необхідно, щоб при пілотуванні пілот домагався рівноваги всіх сил і моментів (рис 7.9), 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 по крену, тангажу і курсу (напрямку) висіння.

Висіння без балансування крену при середніх поздовжніх центровках можливо за рахунок конструктивного нахилу вісі вала *НГ* вправо або бокового зміщення центру ваги вертольота (бічна центровка) вліво (якщо дивитися по польоту). Однак при гранично передніх центровках для вертольотів спостерігається невеликий лівий крен (0,5-10)⁰

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 ричаги керування біля цього положення, так як 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, так як це тільки сприяє розбалавсуванню вертольота на висінні.

В усталеному становищі, коли вертольот не крениться, не піднімає і не опускає ніс, рекомендується зняти навантаження з ручки керування триммерами.

Висіння рекомендується виконувати проти вітру, так як в цьому випадку положення вертольоту більш стійко і забезпечуються найбільші запаси шляхового керування.

Більш складним з техніки пілотування є виконання висіння в умовах поривчастого вітру, особливо бічного і попутного, так як крім дотримання наведеного вище рівноваги сил, якого пілот домагається відповідним відхиленням важелів керування, затрудняється витримування шляхової рівноваги моментів і напрямки висіння.

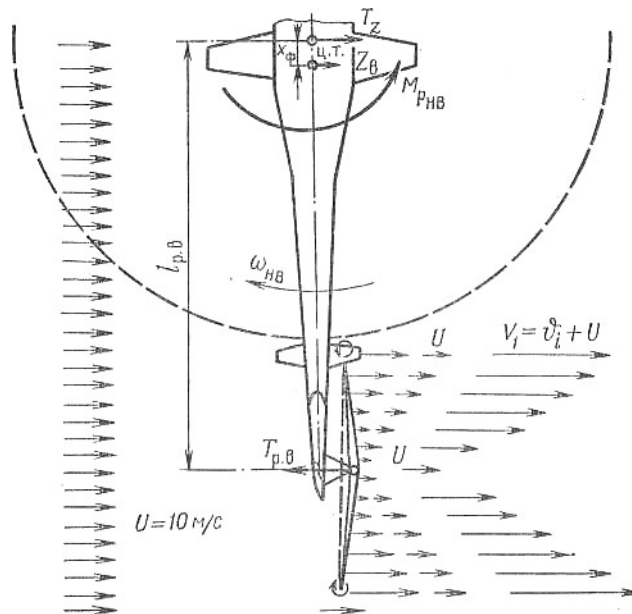


Рис 7.10 Схема сил на висінні з лівим боковим вітром

При збільшенні швидкості вітру зліва зменшуються кути атаки елементів лопатей пілот, щоб зберегти або навіть збільшити тягу $НГ$, повинен зі зростанням швидкості вітру зліва збільшувати кут установки лопатей $РГ$. Незважаючи на це, потужність, потрібна для обертання $РГ$, майже не змінюється (рис 7.11), так як в процесі відновлення шляхової рівноваги зменшення кута атаки елементів лопатей $НГ$ від бокового вітру компенсується збільшенням кутів установки лопатей приблизно на таку ж величину і вони працюють на тих же кутах атаки, що і при висінні.



Рис 7.11 Вплив вітру на балансування вертольота на висінні

Боковий вітер справа (рис 7.12). При вітрі справа $РГ$ працює в вісьовому потоці, подібно $НГ$ при вертикальному зниженні. При збільшенні швидкості вітру кути атаки елементів лопатей $РГ$ збільшуються. Здавалося б, закономірний висновок, що, якщо кути атаки збільшуються, слід менше відхиляти вперед праву педаль при висінні з правим боковим вітром. Дійсно, для деяких вертольотів при невеликих швидкостях бічного вітру справа ($2-3 \text{ м/с}$) спостерігається зменшення потрібного балансування ходу вперед правої педалі в порівнянні з висіння в штиль і зустрічним вітром при інших рівних умовах (рис 7.11).

Поведінка вертольота при висінні з правим боковим вітром, коли швидкість вітру близька до допустимого значення, а маса вертольота гранична M_{np} , дуже нестійкий: при випадковому збільшенні швидкості вітру справа вертоліт прагне розвернутися вправо (*носом проти вітру*), а навпаки, вліво (*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 Інструкцією екіпажу, при постановці правої педалі на упор можливо таке високе додаткове збільшення необхідної потужності на обертання $РГ$ (через зрив потоку з лопатей), що обороти $НГ$ падають, додатково зменшується T_{PB} і вертоліт входить в так званий мимовільний розворот вліво.

Таким чином, щоб виключити самовільний розворот вертольота вліво (в сторону дії реактивного моменту $НГ$), в Інструкції екіпажу даються обмеження по швидкості бічного вітру, завдяки чому передбачається певний запас до критичної швидкості вітру і забезпечуються запаси по шляховому керуванні.

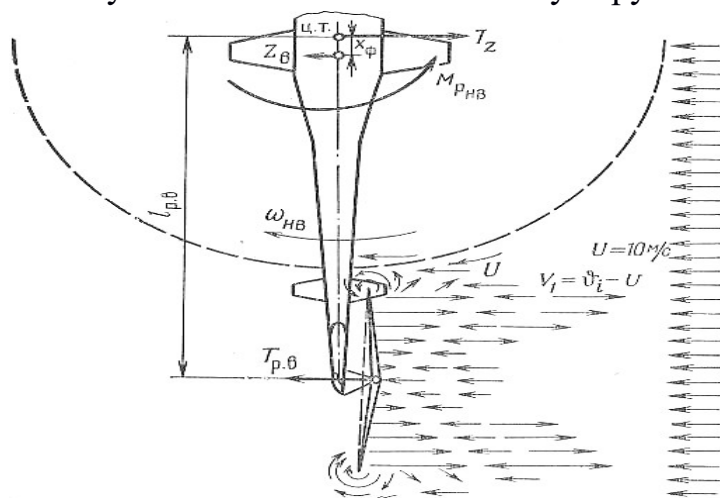


Рис 7.12. Схема сил на висінні з правим боковим вітром

Попутний вітер. При попутному вітрі на висінні вертоліт в шляховому відношенні нестійкий. Як правило, він прагне розвернутися вліво. На висінні без переміщення вертольота відносно землі в зоні впливу повітряної подушки вихор, утворений взаємодією потоку *НГ* і вітру (рис 7.13), 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 7.13). 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.

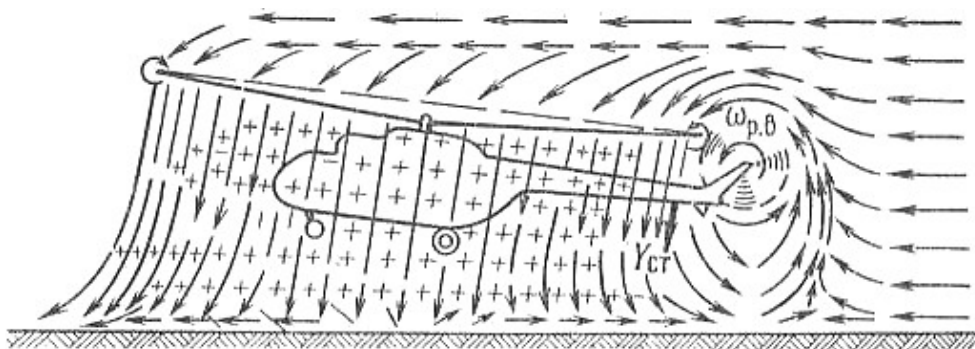


Рис. 7.13. Схема виникнення вихору близько вертольота з боку вітру на висінні в зоні впливу повітряної подушки

7.1.2.3 Вертикальний підйом

Режим вертикального підйому є, як і висіння, одним з напружених режимів роботи *НГ*. Для його виконання потрібна велика потужність, ніж для висіння. Цей режим є одним з основних елементів зльоту по-вертолітному. Особливо значний за тривалістю вертикальний підйом виконується при зльоті з майданчиків, оточених високими перешкодами. Вертикальний підйом може застосовуватися і як маневр для огляду місцевості при дії вертольотів із засідок, коли виходити вперед і зближуватися з противником недоцільно.

7.1.2.4 Умови і особливості виконання вертикального підйому

Для початку вертикального підйому необхідно, щоб на висінні пілот збільшив загальний крок *НГ* і тяга стала більше, ніж потрібно для виконання висіння, *т.е.* $T_y > G$. При порушенні рівноваги вертикальних сил з'явиться вертикальне прискорення

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

Але як тільки почне збільшуватися вертикальна швидкість, з'явиться додаткова сила шкідливого опору вертольота, яка буде направлена вниз. Крім того, зменшиться

підйомна сила T_y , так як зменшаться кути атаки елементів лопатей $НГ$. Отже, зі збільшенням вертикальної швидкості буде зменшуватися перевантаження n_y , яка при певній вертикальній швидкості стає рівною $n_y = 1$. 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 у землі (на рівні моря) при роботі двигунів на злітному режимі. З підйомом на висоту максимальний надлишок потужності зменшується, так як необхідна потужність $НГ$ падає, а потужність, потрібна для висіння, зростає. Тому при підйомі максимальна вертикальна швидкість зменшується. На висоті статичної стелі вона буде дорівнює 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 $НГ$ тільки при тривалому виконанні підйому, так як 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 висоті висіння, необхідно плавно зменшити загальний крок $НГ$ і погасити вертикальну швидкість до нуля.

Отже, щоб виключити потрапляння вертольота в самовільне зниження при вертикальному підйомі, пілоту необхідно виконувати рекомендації по темпу переміщення важеля «*крок-газ*», і контролювати зміну обертів $НГ$, не допускаючи їх зменшення менш відповідних для злітної режиму роботи двигунів.

7.1.2.5 Вертикальне зниження

При вертикальному зниженні вертольота з працюючими двигунами є цілий ряд специфічних особливостей, пов'язаних з роботою $НГ$. У аеродинаміці виділяють три основні режими роботи $НГ$. У зв'язку з цим розрізняють і три режими зниження вертольота (рис 7.14): *моторне зниження, вихровий кільце і вертикальну авторотацію*.

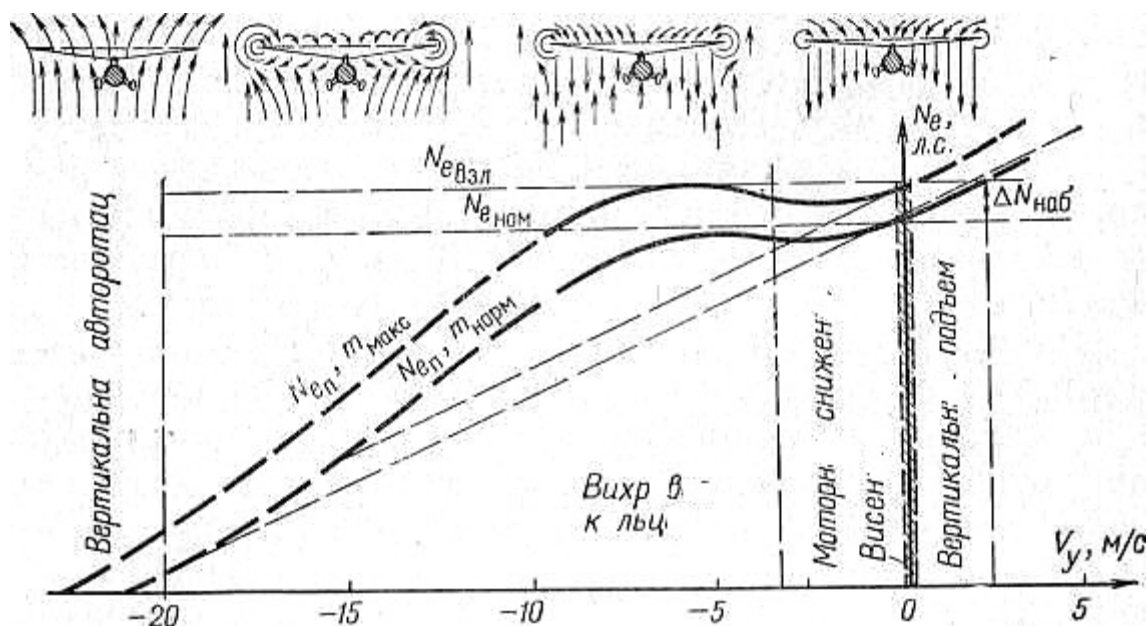


Рис 7.14. Залежність необхідної ефективної потужності двигунів N_e від вертикальної швидкості і маси вертольота на різних вертикальних режимах

Режим моторного зниження - це усталене зниження вертольота з малими вертикальними швидкостями (**до 4 м/с**), коли *НГ* працює в умовах, 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, меншою, ніж потрібно для висіння.

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

Режим вихрового кільця - це вертикальне зниження з великою вертикальною швидкістю, при якому *НГ* утворює навколо себе повітряний вихор торроїдного типу («бублик»), який отримав назву «*вихрове кільце*». Вертикальна швидкість зниження залежить від ступеня зменшення загального кроку *НГ* і потужності двигунів. Цей режим внаслідок великої вертикальної швидкості і можливості (*при нестачі потужності*) попадання вертольота в нестале мимовільне зниження, а також із-за збільшеного вертикального зниження при гасінні вертикальної швидкості і великого збільшення потрібної потужності на обертання *НГ* в льотній практиці експлуатація вертольотів заборонена. Однак в режим вихрового кільця можна потрапити ненавмисно при деяких помилках пілота в техніці пілотування на зльоті, при посадці і маневруванні на мінімально допустимих швидкостях і вертикальних режимах.

Режим вертикальної авторотації- це усталене зниження на самообертанні несучого гвинта при повністю за дроселірованих або відмовлених двигунах. Цей режим внаслідок великої вертикальної швидкості зниження та труднощі в 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 вперед.

7.1.2.5.1 Умови і 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

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

і величина в дужках буде від'ємною. Але як тільки почне збільшуватися вертикальна швидкість зниження, відбудеться деяке відновлення підйомної сили за рахунок збільшення, кутів атаки елементів лопатей *НВ*.

Виникає особливість, при сталому зниженні, незважаючи на те що ϕ_{om} менше, ніж на висінні, потужність двигунів потрібна велика (*обороти ротора турбокомпресора більше*). Це необхідно враховувати, так як при певних умовах вертикального зниження двигуни можуть працювати на злітній потужності $N_{e_{взл}}$ (*наприклад, на рис 7.14 при $M_{макс}, n_{нв} = const, N_{en} = Ne_{взл}; V_y = 7 м/с$*).

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 з таким розрахунком, щоб не допустити збільшення швидкості більш допустимої за Інструкцією або більше заданої (*наприклад, більше 2 м/с*). При цьому слід координовано відхилити вперед ліву педаль і ручку керування вліво, щоб зберегти заданий напрямок, не допустити бічних зсувів і строго 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 висіння.

При зниженні, коли *НГ* працює в режимі вихрового кільця, внаслідок утворення зон зриву потоку в районі окоренкові перерізів лопатей (*кути атаки елементів лопатей близькі до критичних значень*) і через значні втрат на вихреутворення на кінцях лопатей, а також через велику турбулентності 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 $Ne < Ne_{взл.}$;
- коливання вертольота по крену і тангажу;
- погіршення керованості і запасів керування важелів загального кроку НГ і правої педалі.

Якщо збереження оборотів 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 в результаті взаємодії лопатей з повітрям при зменшенні висоти польоту (витрачання потенційної енергії вертольота).



Рис 7.15. Трикутники швидкостей в характерному перерізі лопаті і умови уповільненої (а), сталої (б) і прискореного (в) самообертання НГ при вертикальному зниженні

З рис 7.15 видно, що для збереження оборотів НГ в допустимих межах (після виключення двигунів або їх відмови) необхідно зменшити загальний крок НГ.

Властивості самообертання НГ будуть залежати від властивостей самообертання 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 обороти, і цьому режиму зниження буде відповідати цілком стала швидкість вертикального зниження (в межах 17- 25 м/с).

При зменшенні загального кроку $HГ$ (до упору) число оборотів не буде зростати безмежно, так як з ростом вертикальної швидкості потужність, що підводиться до $HГ$, збільшується і при створенні підйомної сили $HГ$, рівною за величиною силі тяжіння, вертикальна швидкість стабілізується. Підведення потужності від повітряного потоку стає постійним, і обороти більше не збільшуються. Однак при даній силі тяжіння вертольота це буде максимальна вертикальна швидкість зниження.

При збільшенні загального кроку $HГ$ (від мінімального значення) обороти $HГ$ декілька падають. При цьому зменшується і вертикальна швидкість зниження. Рух знову стане сталим. З цього, звичайно, не випливає, що можна збільшувати загальний крок $HГ$ до будь-якого його значення і завжди при цьому отримувати меншу V_y і встановилися обертів. Навпаки, передчасно завантажувати $HГ$ небезпечно, так як це призведе до різкого його загальмування з одночасним збільшенням вертикальну швидкість зниження.

На режимі самообертання $HГ$ підводиться потужність до трансмісії і рульового гвинта і на вертолїт від $HГ$ передається крутний момент, який розвертає вертолїт вправо. 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 вліво, так як сила тяги $РГ$ в порівнянні з висінням буде спрямована вправо (якщо дивитися по польоту), а урівноважуюча її сила T_z повинна бути спрямована вліво, щоб не було бічних зсувів.

Крім того, при вертикальному зниженні на режимі авторотації $HГ$ 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 сторону, вільну від перешкод.

7.1.3 Горизонтальний політ

Під режимом горизонтального польоту розуміється сталий прямолінійний рух вертольота з постійною швидкістю без набору висоти і зниження. У горизонтальному польоті $HГ$ працює в умовах косою обдування. Це більш економічний режим роботи $HГ$ в порівнянні з вісьовим обдування, тому що менше втрати потужності СУ. На режимі горизонтального польоту вертолїт 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 $HГ$, так і для всієї конструкції вертольота.

У практичній аеродинаміці вертольотів розрізняють наступні основні характерні швидкості горизонтального польоту: *мінімальну, економічну, крейсерську і максимальну (рис 7.16).*

7.1.3 1 Мінімальна швидкість горизонтального польоту

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

На *рис 7.16* точки перетину кривих розрахункових і необхідних потужностей по висот визначають можливості висіння і польоту на V_{min} .

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

При польоті на $V_{ек}$ забезпечуються найбільші запаси поздовжнього, поперечного і шляхового керування, а також і запас по куту установки $НГ$ від його збалансованого положення до використання злітної потужності двигунів. Для цієї швидкості характерний максимальний запас (*надлишок*) потужності при виконанні встановленого 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 найвигіднішою швидкістю усталеного набору висоти по похилій траєкторії $V_{н,наб}$ (*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 плануванні на режимі самообертання $НГ$ забезпечує мінімальну вертикальну швидкість. Тому на зниженні $V_{ек}$ іноді називають *найвигіднішою швидкістю планування*.

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

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

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

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.н.*** значення економічної швидкості трохи зменшується, так як 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/ч**.

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 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 7.16* точки перетину кривих потрібних і наявних потужностей визначають значення $V_{макс}$ по висоті.

7.1.3 2 Діапазон швидкостей і висот польоту вертольота

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

1) Мінімальна швидкість польоту ($V_{мін}$) змінюється, як показано на *рис 7.17*, лінія ЗАБ. До висоти статичного стелі (НСТ, точка а)) при $m_{норм}$ і стандартних умовах (МСА) вертоліт може виконувати горизонтальний політ з $V_{нр} = 0$, т. е. з $V_{мін} = 0$. На висоті понад $H_{ст}$ для висіння не вистачає розполагаемой потужності (*і тяги*), тому горизонтальний політ можливий тільки на поступальній швидкості, *т.е.* коли $HГ$ переходить на косу обдувку і можливості його по створенню тяги при злітній потужності двигунів збільшуються. При польоті на $V_{мін}$ при $H > H_{ст}$ відсутні запаси по потужності СУ і, як правило, дуже малі запаси по колійному управлінню, а також обмежена час роботи двигунів на злітній (максимальному) режимі. Політ в цьому випадку на деяких вертольотах супроводжується підвищеним рівнем тряски, можливо самовільний рух вертольота.

2) Максимальна швидкість польоту. ($V_{макс}$) змінюється, як показано на *рис 7.17*, лінія **бвг**). Вона обмежена в основному з двох причин:

2.1 Із-за зриву потоку з лопатей $HГ$ (*рис 7.17*, лінія **бв**). Зі збільшенням швидкості і висоти польоту на відступаючій лопаті (з азимутами **270-300°**) внаслідок, збільшення швидкості змаху вниз і роботи регулятора змаху 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 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 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 керування.

2.2 Із-за максимальної розрахунковій потужності силової установки при роботі двигунів на злітному режимі - по $N_{e_{взл}}$ (рис 7.17, крива *вз*). При польоті на цих швидкостях $N_p = N_{zn}$ 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.

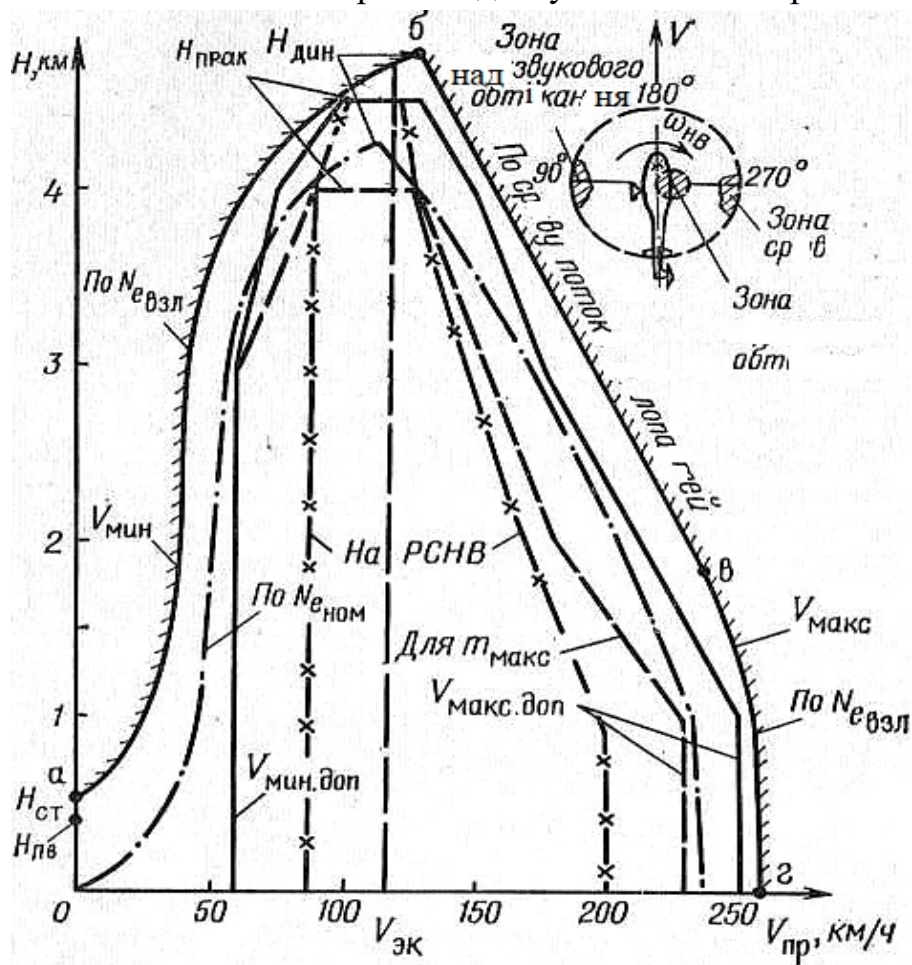


Рис 7.17 Діапазон швидкостей і висот польоту вертольота Мі-8 (з нормальною злітною масою $M_{ном}$)

Завдяки конструктивному рішенню сучасні вертольоти в льотній експлуатації не мають обмежень максимальних швидкостей польоту по флаттеру лопатей несучого і рульового гвинтів, а також крила на тих вертольотах, де воно встановлюється.

Зазвичай швидкості, при яких можливе виникнення флаттера, перевищують максимальну, обмежену розполагаемой потужністю HB , 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 динамічним стелею (H_{din}) вертольота. Практично досягти динамічного 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 факторів: польотної маси вертольота, атмосферних умов (*тиску, температури, вітру, турбулентності атмосфери*), режиму роботи двигунів і оборотів НГ.

1) Зміна маси вертольотав 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 знижується і межа мінімальних швидкостей польоту (*рис 7.17*). Крім того, збільшення маси вертольота при збереженні висоти польоту, коли $N_{e,взл} = \text{const}$, веде до необхідності підвищення мінімальної швидкості польоту і зменшення максимальної. Тут суворой математичної залежності немає, але це видно по зміні потрібної потужності для горизонтального польоту (*рис 7.17, 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 статичну і динамічну стелю на 100 м*),

2) Вплив атмосферних умов. Діапазон швидкостей і висот польоту вертольота визначається для стандартних атмосферних умов, відповідних міжнародної стандартної атмосфери (MCA). У реальних умовах на тій чи іншій висоті польоту, як температура, так і тиск повітря можуть відрізнятися від MCA . 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 MCA*) веде до зміни тільки істинної висоти польоту над місцевістю прольоту, а приладова висота буде відповідати стандартним умовам. Тому зміну 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 розрахункова і росте необхідна потужності (рис 7.17 б)), в результаті знижується висота статичної і динамічної стелі і в цілому скорочується діапазон швидкостей і висот польоту.

3) **Турбулентність атмосфери** викликає 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.

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, *т.е.* начно скорочуються висотно-швидкісні властивості вертольота. На рис 7.17 штрихпунктирною лінією показаний діапазон висот і швидкостей польоту вертольота при використанні номінального режиму роботи двигунів і нормальної злітної маси вертольота.

5) **Зміна оборотів *НГ*** в порівнянні з встановленими для заданого (злітного) режиму роботи двигунів впливає на величину сили тяги і необхідну потужність *НГ*.

Зменшення оборотів *НГ* веде до зменшення тяги *НГ*. Це можна компенсувати тільки збільшенням коефіцієнта C_m , *т.е.* за рахунок збільшення загального кроку *НГ*. Як правило, збільшення φ_{om} 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 запас ходу 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 самовільний розворот вертольота вліво. При розвороті вертольота вліво потрібна потужність на обертання *РГ* ще додатково збільшується, що призводить, в свою чергу, до додаткового відбору потужності від *НГ* і до ще більшого зменшення його оборотів, компенсувати яке збільшенням загального кроку *НГ* виявляється неможливим, і вертоліт починає мимоволі знижуватися. отже, на максимальних швидкостях польоту падіння оборотів *НГ* веде до зменшення V_{max} як на висотах, де вона обмежується розрахунковою потужністю, так і вище, де обмеження викликані зривом потоку з відступаючих лопатей через збільшення φ_{om} і N_{zm} . 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/ч.

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 достатні запаси по потужності СУ і керування, тому можливі мимовільні рухи вертольота, які загрожують безпеці польотів.

На *рис 7.17* як приклад показаний експлуатаційний діапазон швидкостей і висот польоту вертольота **Mi-8** з нормальною польотною масою ($M_{\text{норм}}$) 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, *т.е.* по потужності СУ і керування, пілот може ненавмисно вийти за обмеження, якщо не буде контролювати швидкість, висоту і інші умови польоту. При певному (*негативному*) поєднанні деяких експлуатаційних факторів (*збільшення польотної маси, підвищення температури, зменшення тиску повітря, оборотів НГ і ін.*) Можливо таке скорочення 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 урахуванням цих експлуатаційних факторів, він може ненавмисно потрапити в умови, аналогічні польоту на критичному режимі, тому в Інструкції екіпажу вказується експлуатаційний діапазон швидкостей і висот польоту для максимальної злітної маси вертольота (*рис 7.17*). 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 польот, що і при польоті на межі діапазону можливих швидкостей і висот польоту.

б) Мінімально допустима швидкість горизонтального польоту $V_{\text{мін-доп}}$ обмежена Інструкцією екіпажу через забезпечення необхідних запасів потужності і керування для запобігання потрапляння вертольота в мимовільні зниження і розворот через можливих помилок пілота в техніці пілотування, таких, як перетяжеленої НГ, різке збільшення загального кроку НГ без урахування приємності двигунів, запізнювання зі своєчасним збільшенням загального кроку НГ при гальмуванні і ін. Тому при ненавмисному зменшенні швидкості менш мінімально - допустимої, особливо на висотах вище статичного стелі, необхідно негайно перевести вертоліт НГ на розгін і, якщо є запас потужності СУ, плавно збільшити загальний крок НГ до злітної режиму.

Однак зменшення швидкості менш $V_{\text{мін-доп}}$ дозволяється за Інструкцією екіпажу 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 і ін.) і при посадці по-вертолітному.

Для деяких типів вертольотів можливі й інші причини обмежень мінімально допустимої швидкості польоту. Крім того, можливе обмеження $V_{\min. \text{доп}}$ 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** та ін.

7) Максимально допустима швидкість горизонтального польоту ($V_{\max. \text{доп}}$) обмежена Інструкцією екіпажу для забезпечення необхідного запасу управління, по вибропрочності елементів конструкції вертольота, а також на випадок можливих помилок в техніці пілотування, таких, як різке переміщення ручки управління на себе, різке збільшення загального кроку $НГ$, ковзання і ін.

Тому при ненавмисному збільшенні швидкості більш максимально допустимої для даної висоти польоту, особливо на висотах, де основною причиною обмеження є зрив потоку і можливі мимовільне нахил вертольота вправо («валежка»), збільшення тряски, «затягування» в пікірування, слід негайно зменшити швидкість польоту, для чого необхідно спочатку зменшити загальний крок $НГ$, а потім плавно перевести вертоліт в набір висоти. При польоті на $V_{\max. \text{доп}}$ для запобігання значному розвитку 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 ручку керування 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 Інструкції 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 (рис 11.1.16, $V_{\text{пр}} = 90 - 130$ км/ч) і потужності СУ для витримання встановленого режиму горизонтального польоту.

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

7.1.3.3 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 цілим рядом 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 стійким і нестійким за умови витримування пілотом ручкою управління $V_y = 0$.

З графіка зміни потрібних і наявних (*що розвиваються*) несучим гвинтом тяг (рис 7.18) 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 V_I (точки перетину потрібної і розвивається тяг $HГ$ *a* і *б*).

На швидкості V_I (*перший режим*) в точці *A* рівновагу сил $T_{раз}$ і $T_{гп}$ стійке, так як при випадковій зміні швидкості в порівнянні із заданою відбувається таке взаємне зміна рушійної сили $HГ$ T_x і шкідливого опору вертольота X_e , 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 по приладу (V_{np}) через короткий проміжок часу відновиться до колишньої величини, але вертоліт щодо землі буде летіти з меншою шляховий швидкістю.

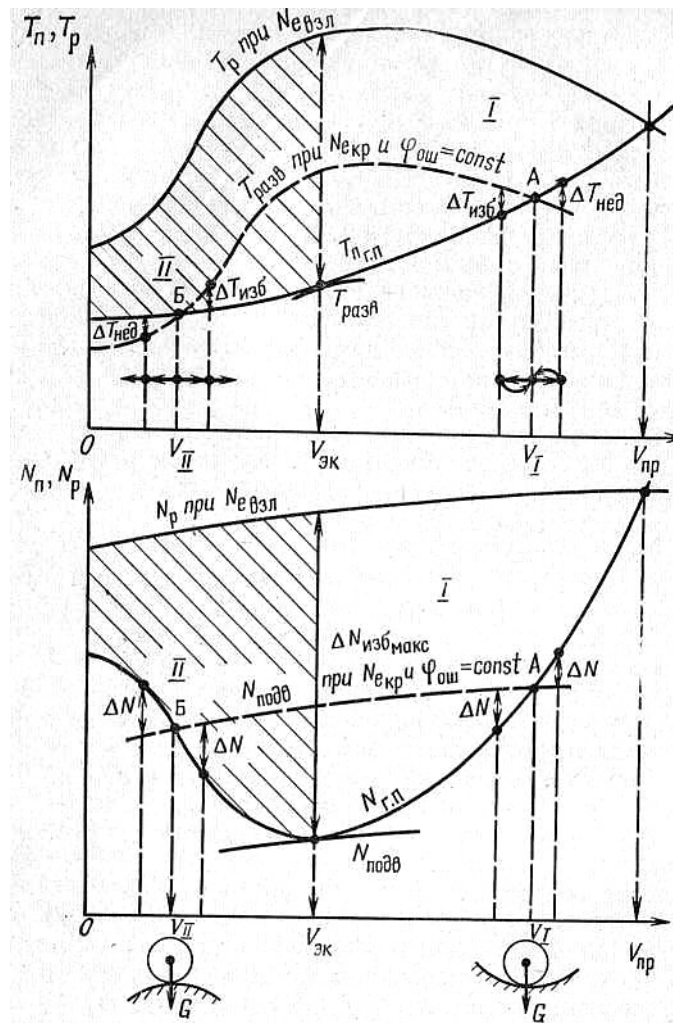


Рис 7.18 Схема I та II режимів усталеного горизонтального польоту на кривих необхіднихі розрахункових тяг і потужностей

При польоті на швидкості V_{II} (точка B) 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 $НГ$ залишається постійним і пілот ручкою керування строго витримує горизонтальність траєкторії ($V_y = 0$). При випадковому збільшенні швидкості, наприклад, при вході в зустрічний потік повітря, швидкість по приладу збільшиться і вертоліт почне розганятися, поки не вийде на швидкість V_I першого режиму, де розташовується тяга дорівнює потрібної.

З наведеного прикладу видно, що для відновлення початкового значення 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 порушення. 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 $HГ$, щоб своєчасно відновити порушену рівновагу сил.

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

1) **При витримуванні горизонтального польоту** випадкова зміна швидкості викликає необхідність негайного переміщення важеля загального кроку $HГ$, щоб забезпечити збереження швидкості і горизонтальності траєкторії (при випадковому збільшенні швидкості спільний крок $HГ$ 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), т. е. доводиться виконувати постійно подвійні рухи важелем загального кроку $HГ$, особливо при польоті в неспокійній атмосфері.

2) **Зменшення швидкості в горизонтальному польоті** від вихідної надалі супроводжується прогресуючим падінням тяги, що розвивається $HГ$ і зростанням інтенсивності гальмування, особливо якщо пілот при постійному кроці $HГ$ намагатиметься однією ручкою керування за рахунок збільшення кута тангажу 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. Межою, що розділяє сталі режими горизонтального польоту на перший і другий, є економічна швидкість $V_{ек}$. При швидкостях польоту, менших економічної, горизонтальний сталий політ здійснюється на другому режимі. При пілотуванні вертольота на швидкостях другого режиму слід більш уважно контролювати швидкість і висоту, так як при зменшенні швидкості (якщо пілот не збільшить крок $HГ$) вертоліт втрачає висоту. Це особливо небезпечно при польоті на гранично малих висотах. Хоча поділ на перший і другий режими відноситься до усталених режимів польоту, однак при невстановлених режимах все ж виявляються такі особливості,

В льотної практиці при гасінні швидкості в горизонтальному польоті ($V_y = 0$) пілотові необхідно враховувати, що при зменшенні швидкості від максимальної до економічної спільний крок $HГ$ слід зменшувати, а при подальшому зменшенні менш $V_{ек}$, навпаки, збільшувати. Причому збільшувати загальний крок $HГ$ необхідно своєчасно з урахуванням приемистости двигунів.

Інтенсивність горизонтального гальмування в діапазоні швидкостей першого режиму зменшується в міру падіння швидкості до $V_{ек}$ і гальмування може припинитися, якщо крок зменшений до балансувального положення, відповідного польоту, наприклад, на $V_{ек}$, 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 в 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 $HГ$, але за умови, що пілот весь час ручкою керування балансує вертоліт на даному режимі ($T_y = G \text{ і } V_y = 0$), т.е. 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 $HГ$.

Найбільш складні умови по техніці пілотування при дотриманні заданого усталеного режиму по швидкості характерні для польоту в умовах рвучких вітрів на статично нестійкому по швидкості вертольоті в діапазоні швидкостей другого режиму.

7.1.3 4 Умови і особливості виконання горизонтального польоту

Для горизонтального польоту швидкість вибирається з вимог і умов завдання: чи буде це політ для досягнення найбільшої дальності або найбільшої тривалості, або це політ, на який необхідно затратити мінімальний час, і *т.д.* По обраним швидкостям, висоті польоту і польотної масі пілот встановлює заданий режим польоту. При дотриманні заданого режиму він виконує умови рівноваги, балансує вертоліт, *т.е.* відхиляє важелі керування в певне балансувальне положення, що відповідає даній центрівці, швидкості і висоті польоту, і потім невеликими відхиленнями їх витримує сталий режим польоту (рис 7.19). Керувати вертольотом при дотриманні заданого режиму необхідно координовано і доцільно політ виконувати без ковзання (з невеликим креном $\gamma_{нв}$ в ту чи іншу сторону). Цей балансувальний крен, що виключає ковзання, одночасно не повинен створювати і розвороту, *т.е.* курс повинен бути постійним, а при відсутності бокового вітру не повинно бути і зносів в ту чи іншу сторону. Політ без ковзання з енергетичної точки зору більш вигідний, так як витрати потужності менше (*менше шкідливий опір вертольота*). При цьому, якщо виконати всі зазначені умови, показчик повороту і ковзання, встановлений в кабіні пілота по осі вала $HГ$, буде показувати при невеликому нахилі вправо наявність правого ковзання (*кульку на 1/8 діаметра праворуч від нейтралі*). Якщо ж пілот спробує при правому крені «загнати» кульку

в центр, *т.е.* відхилить вперед праву педаль, то в результаті вийде координований розворот вправо і курс буде збільшуватися. Іншими словами, особливістю одногвинтових вертольотів потрібно вважати нормальне відхилення кульки від нейтралі при балансувальному значенні крену, так як це є результатом крену, а не ковзання. Звичайно, якщо крен ще збільшити і одночасно домагатися, щоб не змінювався курс польоту, можливий вже політ з правим ковзанням і кулька піде на половину свого діаметру від центру.

На тих вертольотах, де є конструктивний нахил осі вала *НГ* вправо на кут $2,5^\circ$ від вертикалі до підлоги кабіни екіпажу (*причому авіагоризонт і покажчик повороту і ковзання встановлені не по осі 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 осі *НГ* дорівнює $2,5^\circ$. На інших швидкостях можливий лівий крен за вказівником крену і тангажу (*або по авіагоризонт*), отже, при його усуненні політ виконується з правим ковзанням, а при дотриманні ще і кульки в центральному положенні відбувається невеликий правий розворот. Ці особливості слід враховувати при польоті за приладами в закритій кабіні і в складних метеоумовах. При пілотуванні одногвинтових вертольотів зазвичай не «ганяються за кулькою», а прагнуть витримати курс.

Витримання 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 певну відповідність рухів важелями керування для збереження висоти і напрямку польоту.

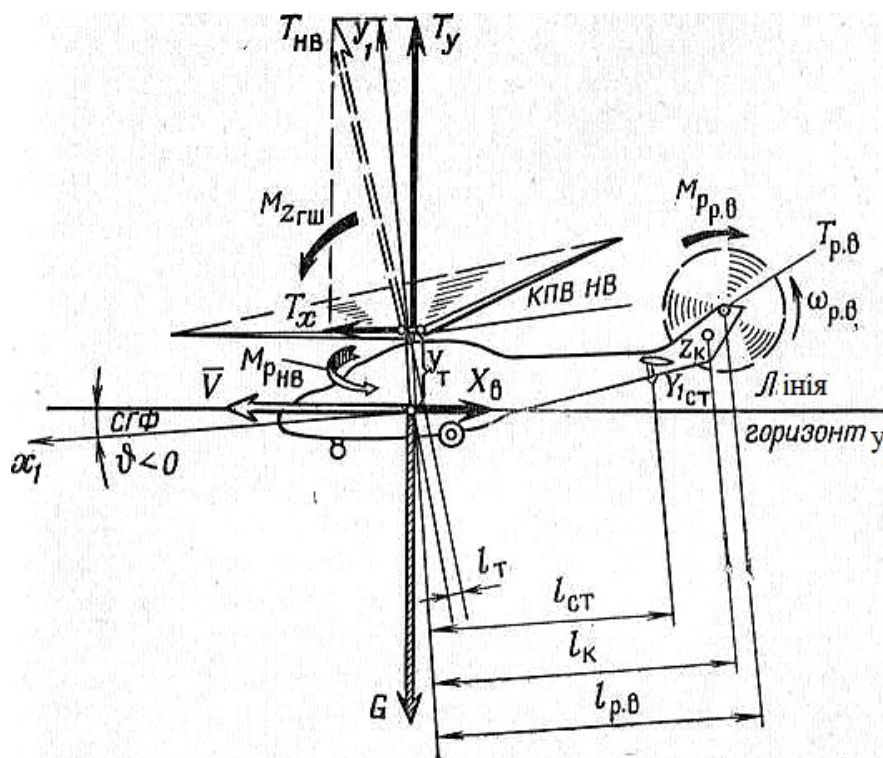


Рис 7.19 Схема сил і моментів, що діють на вертоліт в сталому горизонтальному польоті

Якщо з яких-небудь зовнішніх причин швидкість польоту зменшилася, щоб не допустити зниження і падіння швидкості, пілот повинен своєчасно перемістити важіль «*крок-газ*» вгору, також дотримуючись координацію і відповідність рухів іншими важелями управління.

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

Виконання польоту на швидкостях першого режиму, *т.е.* на швидкостях вище економічної, більш просте. Після ретельного балансування вертольота на заданому режимі і зняття навантаження з ручки керування і педалей (*триммірованія*) 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. Техніка пілотування при дотриманні режиму ще більш спрощується при виконанні польоту з включеним автопілотом або САУ. За пілотом залишається тільки функція контролю і періодичної балансування.

7.1.4 Набір висоти по похилій траєкторії

Набір висоти по похилій траєкторії є основним видом набору висоти вертольотом і застосовується у всіх випадках, коли дозволяють умови. Такий набір висоти в порівнянні з вертикальним підйомом економічніший, так як *НГ* працює в

режимі косого обтікання. На цьому режимі можна отримати найбільшу вертикальну швидкість усталеного набору і досягти динамічної стелі польоту вертольота, який зазвичай в кілька разів більше статичної.

7.1.4.1 Умови і 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, так як при зменшенні їх потужності пілотові доводиться відповідно зменшувати загальний крок $НГ$, щоб обороти $НГ$ залишалися в межах допустимих.

Для початку виконання набору висоти слід збільшити тягу $НГ$ $T_{нв}$ (рис 7.20). 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 і поступальну швидкості по траєкторії.

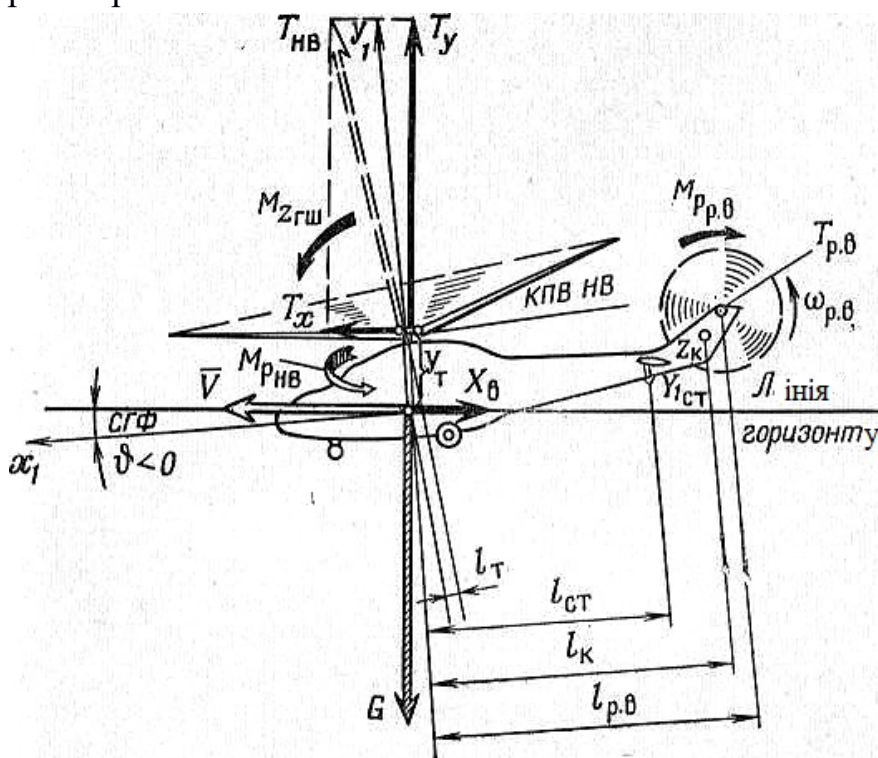


Рис 7.20. Схема сил і моментів, що діють на вертоліт в сталому наборі висоти по похилій траєкторії

Режим набору висоти по похилій траєкторії може виконуватися на різних швидкостях польоту вертольота. На *рис 7.21* показані основні, характерні для всіх вертольотів закономірності зміни вертикальної швидкості V_y від швидкості польоту по траєкторії. Максимальну вертикальну швидкість усталеного набору можна отримати при польоті на $V_{ек}$ і при роботі двигунів на злітному режимі. З підйомом на висоту через падіння надлишку потужності зменшується і вертикальна швидкість.

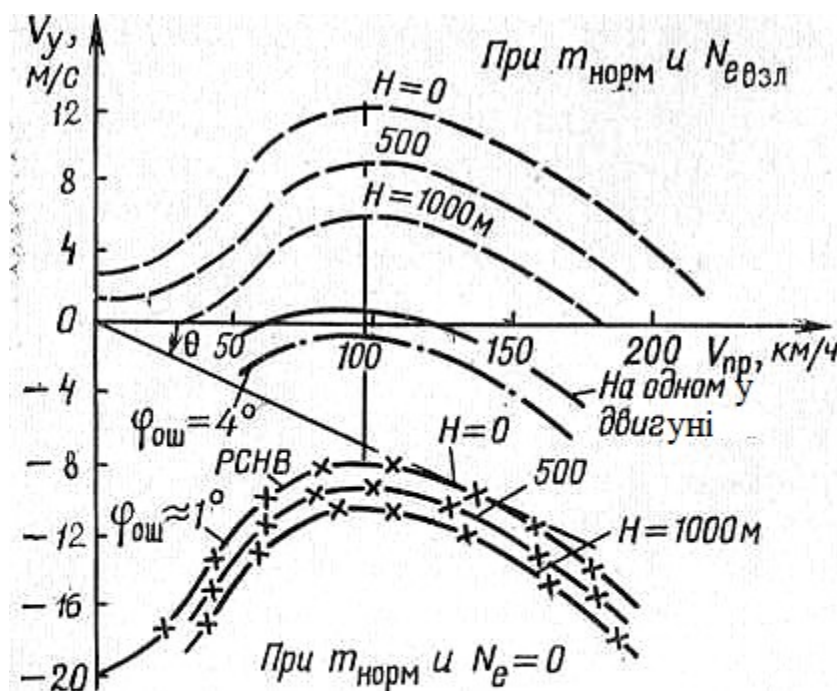


Рис 7.21. Залежність вертикальних швидкостей V_y усталеного набору висоти по похилій траєкторії і планування на РСНВ від висоти H і швидкості польоту вертольота $V_{пр}$

На сталому режимі набору висоти по похилій траєкторії, як і в горизонтальному польоті, в наборі висоти можна виділити перший і другий режими польоту. На швидкостях менш швидкості найвигоднейшого набору висоти ($V_{н. наб}$) при дотриманні постійної швидкості пілот пілотує вертоліт так само, як і на другому режимі горизонтального польоту. У цьому випадку (*рис 7.21*) 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, т.ч. 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.

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 пілотові 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, так як при випадковій зміні швидкості польоту по траєкторії з'являється надлишок або недолік 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 утруднено 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* неможливо. На практиці іноді збільшується висота при постійному загальному кроці *НГ*. В цьому випадку витримується постійної тільки швидкість по приладу (наприклад, $V_{ек} = V_{н-наб}$), а вертикальна швидкість по варіометру буде поступово зменшуватися. На висоті, де двигуни при заданому кроці *НГ* вийдуть на злітний режим, необхідно стежити за оборотами *НГ* і відповідно змінювати загальний крок *НГ* при збереженні максимальної злітної режиму роботи двигунів. З цього моменту вертикальна швидкість починає падати швидше, так як значно падає надлишок потужності.

З підйомом на висоту в зв'язку зі зменшенням вертикальної швидкості зменшується і кут нахилу траєкторії, який на висоті динамічного стелі стане рівним нулю. В інтересах набору висоти за мінімальний час рекомендується витримувати швидкість, рівну економічної, при роботі двигунів на максимальному режимі. При цьому необхідно стежити за часом безперервної роботи двигунів на цьому режимі, яке зазвичай обмежена.

7.1.5 Зниження по похилій траєкторії

7.1.5.1 Зниження вертольота по похилій траєкторії може виконуватися як при працюючих двигунах (*моторне планування*), так і на режимі самообертання несучого гвинта (*планування на РСНВ*).

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

Планування на *РСНВ* по своїй суті нагадує планування вертольоту з вимкненим двигуном (*без тяги*), так як в цьому випадку зміна потенційної енергії вертольота переходить в кінетичну енергію обертання *НГ*, *т.ч.* на створення тяги для польоту зі зниженням. Планування на *РСНВ* - це не аварійний політ, а звичайний, строго розрахований і безпечний режим польоту. Цей режим застосовується не тільки в разі відмови двигунів (*двигуна*), але і для термінового зниження, з навчальною метою і *т.д.*

При зниженні по похилій траєкторії як при працюючих, так і при вимкнених двигунах *НГ* працює в умовах косою обдування. При цьому зберігаються хороші стійкість і керованість, є досить великі запаси у відхиленні важелів управління і простіше техніка пілотування, ніж на вертикальному зниженні. Крім того, виключається можливість виникнення вихрового кільця, тому таке зниження більш безпечно.

7.1.5.2 Умови і особливості виконання зниження

Зниження по похилій траєкторії 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 в залежності від ступеня дроселювання двигунів і швидкості польоту по траєкторії будуть витримуватися вертикальна швидкість зниження і відповідний кут нахилу траєкторії (Θ). При повному дроселюванні двигунів вертолїт планує на *РСНВ*.

При сталому зниженні по похилій траєкторії всі сили і моменти, що діють на вертолїт, повинні бути врівноважені (*рис 7.22*). Це досягається пілотом при балансуванні. Техніка пілотування фактично мало відрізняється від горизонтального польоту. Тут також можна виділити перший і другий режими усталеного зниження по похилій траєкторії. При дотриманні постійними 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 ΔN .

Вертикальна швидкість зниження (*при одній і тій же V_{np}*) залежить від встановленої потужності двигунів, польотної маси вертольота, атмосферних умов і висоти польоту. На *рис 7.23* показана залежність вертикальної швидкості зниження від швидкості планування на *РСНВ*.

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

зниження зростає.

Таким чином, з точки зору оптимальності руху по траекторіях зниження при вирішенні практичних завдань можна виділити дві швидкості зниження. В інтересах мінімальної годинної витрати, *т.ч.* більш тривалого планування при певному запасі палива, краще зниження і планування виконувати на $V_{ек}$ 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.

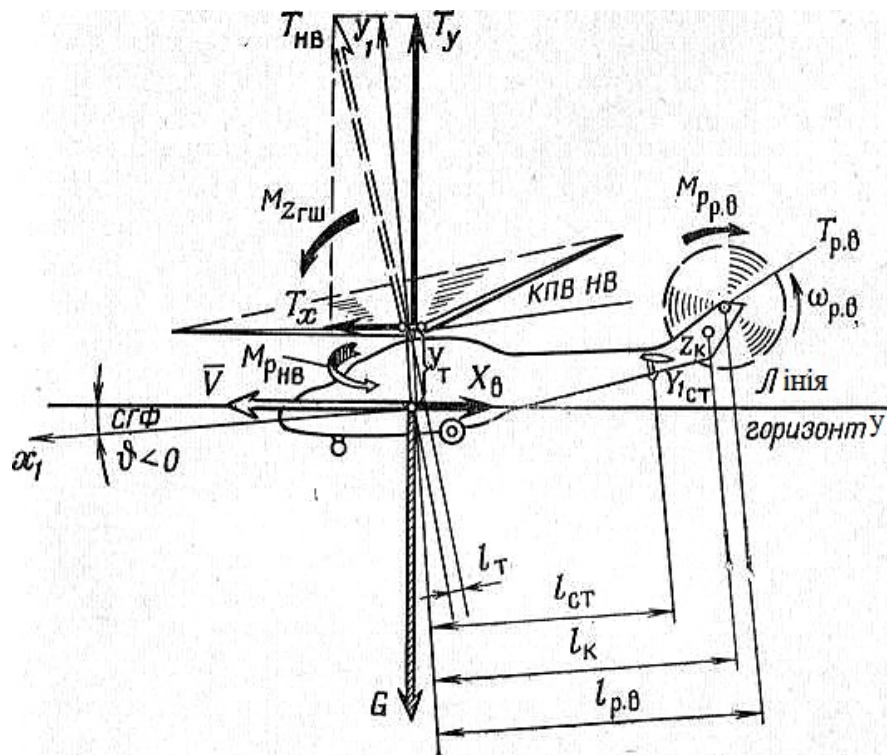


Рис 7.23. Схема сил і моментів, що діють на вертоліт при сталому зниженні по похилій траекторії (моторне планування)

На вертольотах на відміну від літаків буває дуже важко визначити кут нахилу траекторії, так як і в горизонтальному польоті, і в наборі висоти, і на зниженні кут тангажу і змінюється незначно, в той час як кут нахилу траекторії θ може змінюватися від нуля до 90° (при вертикальному зниженні). Це завдання можна дещо спростити, якщо побудувати указательницю глісади планування і зниження. У цьому випадку доцільно будувати залежність V_y від V_{np} в однаковому масштабі вісей абсцис і ординат. З огляду на те, що приймач повітряної швидкості вимірює не швидкість польоту по траекторії, а її горизонтальну складову, *т.е.* приблизно ту ж швидкість, що і в горизонтальному польоті, і, крім того, до $H = 1000 \text{ м}$ - V_{np} можна

$$\operatorname{tg} \theta = \frac{V_y}{V_{np}}$$

вважати рівною істинної швидкості V , справедливо рівняння $V_y = V_{np} \operatorname{tg} \theta$ або

. За цією формулою розраховують значення θ , які близькі до практичних, на швидкостях польоту від **50 км/год** до максимальної. Кути нахилу траєкторії можна визначити графічно, якщо провести через точку, відповідну швидкостям V_{np} і V_y , лінію, що сполучає цю точку на указательниці з початком координат (рис 7.23). Кут між проведеною лінією і віссю швидкостей V_{np} і є кут нахилу траєкторії θ .

Зниження при працюючих двигунах по похилій траєкторії може виконуватися на різних поступальних швидкостях польоту вертольота аж до максимально допустимих. Однак планування на РСНВ має обмеження по мінімально і максимально допустимим швидкостям польоту по висотах через можливе збільшення вертикальної швидкості внаслідок падіння оборотів $НГ$ (рис 7.23).

7.1.5.3 Умови і особливості виконання планування на РСНВ

Перехід на РСНВ одногвинтових вертольотів при відмові (виключенні) двигунів супроводжується енергійним «кидком» вертольота по курсу і крен вправо з одночасним падінням оборотів $НГ$. Це прагнення виникає внаслідок різкого падіння до нуля крутного моменту, а реактивний момент $НГ$ на фюзеляж не передається. При цьому порушується насамперед рівновагу колійних, а потім і поперечних моментів. Під дією моменту від сили тяги $РГ$ вертоліт енергійно розгортається вправо. Що виникає ліве ковзання призводить до крен також вправо. На додаток до цього пілот, реагуючи перш за все на зміну напрямку, переміщує вперед ліву педаль. При цьому зменшується тяга $РГ$, а сила T_z на плечі y_t створюватиме неврівноважений додатковий момент на збільшення крену вправо. Чим більше швидкість польоту і більше реактивний момент,

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

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

На малих швидкостях ручка управління 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, сумарне рух ручки управління в цьому випадку на одногвинтових вертольотах

буде по діагоналі, від себе і вліво.

На максимальних швидкостях і близьких до них, особливо на гранично малих висотах, ручку керування необхідно енергійно відхилити по діагоналі, на себе і вліво, і збільшити кут тангажу на **10-15°** від початкового для запобігання швидкої втрати 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, *т.ч.* на режим, при якому майже при будь-якому початковому значенні загального кроку потрібна потужність на обертання *НГ* зменшується. В результаті такого переміщення ручки керування обертів *НГ* зберігаються і навіть збільшуються, якщо пілот одночасно буде зменшувати загальний крок *НГ*. Більш того, енергійне переміщення ручки керування на себе на великих швидкостях створює додаткове збільшення підйомної сили *НГ* (T_y), а значить, збільшиться нормальна 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 і висоти польоту. безумовно,

Звичайно, перераховані дії призведуть до досить енергійному гальмування вертольота. Тут важливо при зменшенні швидкості до $V_{ек}$ своєчасно перевести вертолiт на планування, не допускаючи її 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 крен вертольота вправо під дією гіроскопічного моменту *НГ*. Крім того, хоча обороти *НГ* і зберігаються, на цій швидкості польоту вертолiт швидко, майже через **1,5-2с**, розвиває велику вертикальну швидкість зниження (*на деяких вертольотах - до 20 м/с*). Щоб погасити її, недостатньо виконати дії, докладно описані вище. На гранично малих висотах **50 м** висоти при таких діях можна втратити за **1,5-2с**. Посадка ж на РСНВ на великий поступальної швидкості може привести до льотного події.

Збалансувавши вертолiт на плануванні відповідним відхиленням важелів керування пілот надалі витримує сталість вертикальної і поступальної швидкостей невеликими відхиленнями ручки управління. При цьому на вертолiт будуть діяти сили і моменти, які схематично зображені на *рис 7.24*. На відміну від зниження з використанням потужності двигунів в цьому випадку *НГ* передає на фюзеляж крутний момент $M_{кр}$, який прагне розгорнути ніс вертольота вправо. Цей шляховий

момент пілот врівноважує моментом від сили тяги PG , яка спрямована тепер уже вправо. Щоб не було ковзання, ця сила врівноважується складовою тяги $НГ T_z$, спрямованої в протилежну сторону, *т.ч.* вліво.

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

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

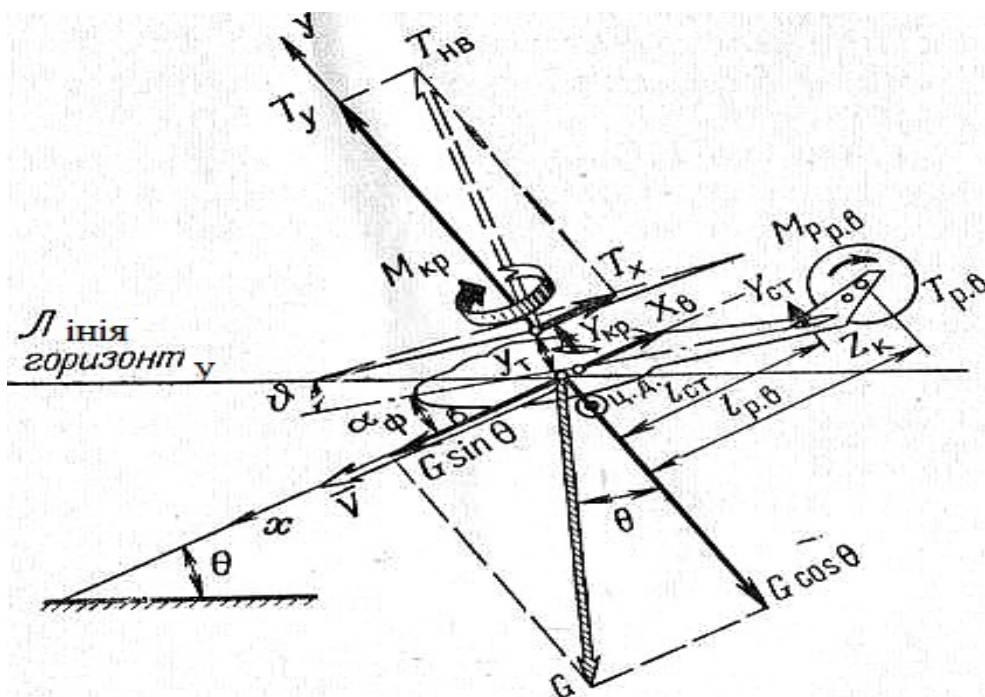


Рис 7.24. Схема сил при плануванні на режимі самообертання $НГ$