

**МІНІСТЕРСТВО ВНУТРІШНІХ СПРАВ УКРАЇНИ  
ХАРКІВСЬКИЙ НАЦІОНАЛЬНИЙ УНІВЕРСИТЕТ  
ВНУТРІШНІХ СПРАВ  
КРЕМЕНЧУЦЬКИЙ ЛЬОТНИЙ КОЛЕДЖ  
Циклова комісія аеронавігації**

**ТЕКСТ ЛЕКЦІЇ**

навчальної дисципліни «ПРИНЦИПИ ПОЛЬОТУ МІ-8 МТВ»,  
обов'язковий компонент  
освітньо-професійної програми першого (бакалаврського) рівня вищої освіти  
272 Авіаційний транспорт (Аеронавігація)

**За темою № 2.7 – МАНЕВРЕНІСТЬ ВЕРТОЛЬОТУ.  
ВИРАЖ, РОЗВОРОТ, СПІРАЛЬ**

**м. Харків, 2021**

**СХВАЛЕНО**

Науково-методичною радою  
Харківського національного  
університету внутрішніх справ  
Протокол від 23.09.2021 № 8

**СХВАЛЕНО**

Методичною радою  
Кременчуцького льотного коледжу  
Харківського національного  
університету внутрішніх справ  
Протокол від 22.09.2021 № 2

**СХВАЛЕНО**

Секцією Науково-методичної  
ради ХНУВС зі спеціальних  
дисциплін  
Протокол від 22.09.2021 № 8

Розглянуто на засіданні циклової комісії аеронавігації  
Протокол від 30.08.2021 № 1

**Розробник:** викладач циклової комісії аеронавігації, спеціаліст вищої категорії, викладач-методист Яцина Є.В.

**Рецензенти:**

1. Викладач циклової комісії аеронавігації, кандидат технічних наук, старший науковий співробітник, викладач-методист Тягній В.Г.

2. Професор кафедри аеронавігаційних систем навчально-наукового інституту Аеронавігації, електроніки та телекомунікації Національного авіаційного університету, доктор технічних наук, доцент Шмельова Т.Ф.

### План лекції:

1. Режими польоту.
2. Маневрування швидкістю.
3. Призначення і види віражів і спіралей.
4. Схема сил і характеристики віражів і спіралей.
5. Особливості виконання розвороту і спіралі.
6. Льотні обмеження.

### Література:

1. Ромасевич В.Ф., Аеродинаміка і динаміка польотів вертольотів, М., Воениздат, 1982.
2. Зозуля В.Б., Іванов Ю.П., Практична аеродинаміка вертольота Мі-8, М., Машинобудування, 1977.
3. Базов Д.І., Аеродинаміка вертольотів, М., Транспорт, 1972.
4. Яцуновіч М.С., Практична аеродинаміка вертольота Мі-8, М., Машинобудування, 1973.
5. Крилов А.А., Методика виконання польоту на вертольоті Мі-8, М., Повітряний транспорт, 1980.
6. Ромасевич В.Ф., Самойлов Г.А., Практична аеродинаміка польотів, Воениздат, М., 1980.
7. Керівництво з льотної експлуатації вертольота Мі-8-МТВ, М., 1994.

### МАНЕВРЕНІСТЬ ВЕРТОЛЬОТУ. ВИРАЖ, РОЗВОРОТ, СПІРАЛЬ

Витримування певного значення висоти, швидкості, кутів, що визначають просторове положення і режиму роботи силової установки називається режимом польоту.

Режим польоту з постійною за величиною і напрямком швидкістю при повній рівновазі діючих на вертоліт сил і моментів називається **сталим** (наприклад, висіння, горизонтальний політ, вертикальний і похилий набір висоти і зниження, планування на режимі самообертання несучого гвинта можуть бути сталими) .

Сталий режим характеризується відсутністю зміни в часі інерційних сил, вони просто при прямолінійній усталеному русі дорівнюють нулю. На цій підставі до усталених режимів відносять і віраж з незмінними в часі параметрами, при цьому в зв'язку зі зміною напрямку вектора постійної за величиною швидкості польоту виникнуть інерційні сили, але їх величина буде постійна в часі.

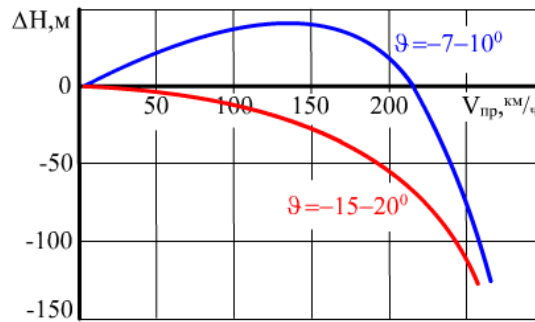
Політ зі змінною за величиною і напрямком швидкістю при невірноважених силах і моментах, які викликають викривлення траєкторії, через трансформаційні зміни просторового положення і поява змінних за часом і напрямком інерційних сил, називається **несталим** режимом (зліт, посадка, маневрування, несталі віражі і спіралі) .

За характером руху вертольоту маневри поділяються на сталі і несталі.

- маневри в горизонтальній площині (горизонтальні розгін і гальмування, віраж, розворот, вісімки, змійки);
- маневри у вертикальній площині (гірка, пікірування);
- просторові (спіраль, бойовий розворот).

Прискорення на розгоні визначається надлишком потужності  $\Delta N$  на даній швидкості польоту. Граничні можливості вертольота при горизонтальному розгоні характеризують шлях і час, потрібні для придбання заданої швидкості при повному використанні розташовується потужності двигунів. Зі збільшенням висоти польоту енергетичні можливості розгону істотно зменшуються, при цьому на великих висотах обмеження по зриву настає зазвичай раніше, ніж висихає надлишок злітної потужності двигунів. При постійній висоті польоту вертоліт може розігнатися тільки до своєї максимальної швидкості. При зниженні, внаслідок зменшення потрібної потужності, вертоліт може розігнатися швидше і при цьому перевищити значення  $V_{\text{макс}}$ .

У дозволеному діапазоні кутів тангажа час розгону і гальмування практично лінійно залежить від кута тангажу. Розгін з невеликими негативними кутами тангажа, що не перевищують 100, до крейсерських швидкостей польоту, супроводжується набором висоти. Розгін від крейсерській швидкості до максимальної, а також розгін з великими негативними кутами тангажа (15-250) у всьому діапазоні швидкостей призводить до зниження вертольота, що важливо мати на увазі при виконанні розгону на малих висотах над пересіченою місцевістю (рис.).



**Рис. Залежність набору висоти або зниження від швидкості і кута тангажу.**

В процесі розгону внаслідок збільшення загального кроку і переходу НВ на великі негативні кути атаки, супроводжувані зростанням потужності, відбувається зтяження НВ і як наслідок зменшення  $n_{нв}$ . При виконанні розгонів з граничним темпом зменшення  $n_{нв}$  становить 4 - 6%. Тому, щоб уникнути порушення обмеження по мінімально допустимій частоті обертання НВ, необхідно перед початком розгону встановити її не менше номінальної і надалі забезпечувати виконання даного обмеження за рахунок зміни темпу розгону.

Гальмування вертольота від крейсерських швидкостей горизонтального польоту до економічної з витримкою постійної висоти здійснюється отклоням РУ на себе і зменшенням загального кроку. При цьому за рахунок зменшення кутів установки лопатей і збільшення кутів атаки НВ потрібна потужність значно зменшується, що призводить до зростання  $n_{нв}$ . При різкому взяття РУ на себе для швидкого гальмування «занедбаність» частоти обертання може досягати 10%.

Внаслідок відомої статичної нестійкості НВ по куту атаки гальмування швидкості за рахунок збільшення кута тангажу здійснюється досить ефективно, тому що вертоліт сам прагне ще більше збільшити кут атаки НВ і тангажу.

Особливу небезпеку становить різке гальмування при польоті вертольота на швидкості, близькій до максимальної, великій висоті або низькій температурі зовнішнього повітря (тобто при знижених значеннях швидкості звуку). У цих умовах при неприпустимою розкрутці НВ число М на лопатях в азимут 900 може досягти критичної позначки, тобто кінцеві перетину наступаючих лопатей виявляться в зоні хвильового кризи. У свою чергу, утворення зони хвильового кризи на НВ викличе інтенсивну тряску і зменшення ефективності управління вертольотом. При польоті на великій швидкості і висоті це може бути сприйнято екіпажем як порушення керованості, відмова авіаційної техніки. При гальмуванні до швидкостей другого режиму необхідно враховувати прогресуюче падіння швидкості, обумовлене швидким зростанням потрібної потужності.

На швидкості 110 - 100 км / ч у вертольоту з'являється тенденція до зниження, поетів-тому подальше зменшення швидкості польоту необхідно

проводити з одно-тимчасовим плавним збільшенням потужності двигунів з таким розрахунком, щоб стрілка варіометра залишалася на нулі.

Час розгону вертольота з граничним темпом в діапазоні швидкостей 60 - 220 км / год складає 36 - 26 с. Максимальна зростання швидкості за одну секунду в середньому становить 6 - 9 км / год. Середній час горизонтального гальмування вертольота від швидкості 220 км / год до 60 км / год з граничним темпом може досягати 28 с.

Маневрування швидкістю сприяє виробленню правильних навичок, а також впевненості в пілотуванні вертольоту на граничних режимах. Як елемент техніки пілотування воно відпрацьовується на швидкостях 60 -250 км / год.

Розгін швидкості виконувати плавним відхиленням ручки управління від себе з одночасним збільшенням загального кроку несучого гвинта.

З метою збереження постійної висоти польоту стрілку варіометра утримувати в нульовому положенні. Для парирования правого крену ручку управління в міру збільшення швидкості відхиляти вліво. Напрямок польоту витримувати відповідним відхиленням педалей. Після досягнення швидкості 250 км / год подальше відхилення ручки управління від себе і збільшення загального кроку припинити. Задану швидкість витримувати протягом 10 - 15 сек.

Гасіння швидкості до мінімальної виробляти зменшенням загального кроку несучого гвинта. Одночасно з рухом важеля КРОК-ГАЗ вниз, рухом ручки управління на себе утримувати вертолїт в горизонтальному польоті, залишаючи стрілку варіометра на нулі, а відхиленням лівої педалі зберігати заданий напрямок.

Після досягнення швидкості 60 км / ч відхиленням ручки управління від себе утримувати цю швидкість протягом 10 - 15 с, зберігаючи напрямок і висоту польоту, потім плавним рухом важеля КРОК-ГАЗ вгору з одночасним відхиленням ручки управління від себе почати збільшення швидкості до 160 км / ч, після чого встановити двигунів режим, відповідний цієї швидкості.

Зміна положення вертольоту в просторі головним чином залежить від зміни величини і напрямки повної аеродинамічної сили несучого гвинта. Великою, що характеризує несталий режим, є перевантаження по осях вертольота.

**Перевантаженням** по осі зв'язаної системи координат вертольота називається відношення складової повної аеродинамічної сили несучого гвинта на цю вісь до ваги вертольота:

$$n_x = X_a / G, n_y = Y_a / G, n_z = Z_a / G$$

Вертолїт Мі-8МТВ-1, будучи машиною загального призначення, має порівняно невелику енергоозброєність, міцність і конструкція несучої системи не дозволяє виконувати на ньому складний пілотаж у вертикальній площині.

## **ПРИЗНАЧЕННЯ І ВИДИ ВІРАЖІВ І СПРАЛЕЙ.**

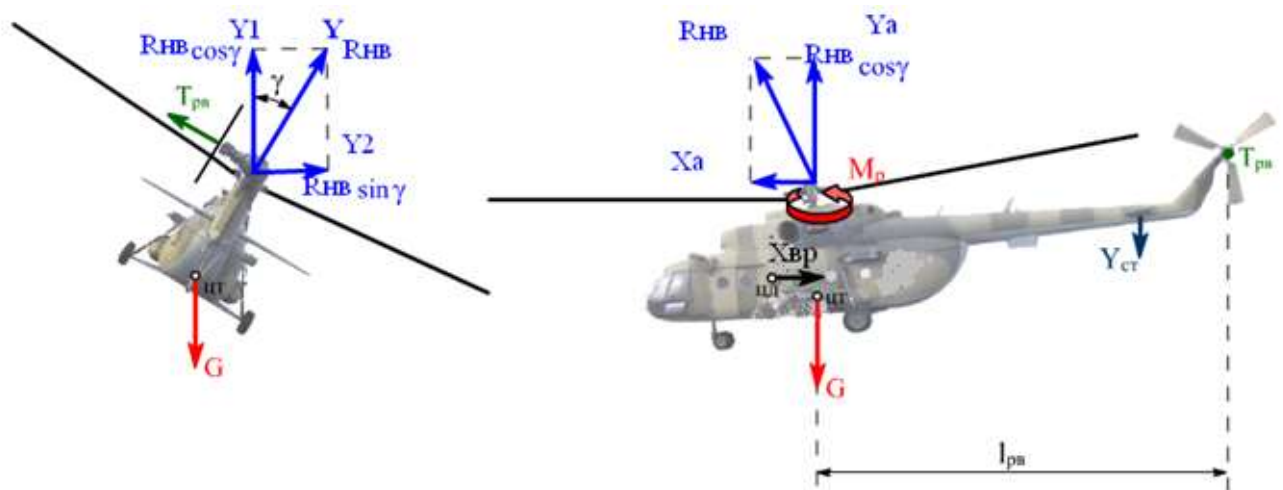
**Віражем** називається криволінійний політ в горизонтальній площині з розворотом на 360°. Частина віражу називається розворотом. Віраж є однією

з фігур пілотажу, виконується в навчальних і тренувальних польотах, а також у виробничих умовах в разі необхідності перебування вертольота в районі певного об'єкта протягом досить тривалого часу. Розвороти є практично обов'язковий вид маневру, що виконується після зльоту для виходу на заданий курс, для виходу на Передпосадковий курс при польоті по колу і ін.

Віраж, що виконується без ковзання, називається координованим. Координований і некоординований віраж називається сталим, якщо він виконується так, що величина швидкості і кути зниження, крену і тангажу з часом не змінюються. Сталий координований віраж називається правильним. При виконанні правильного віражу кутова швидкість обертання вертольоту щодо осі  $OY$  пов'язаної системи координат дорівнює кутовій швидкості обертання вертольоту щодо вертикальної осі, що проходить через центр віражу. Отже, поздовжня вісь вертольоту в будь-який момент часу збігається з дотичною (вектором швидкості польоту) в даній точці траєкторії руху центру ваги вертольоту, тобто кут ковзання  $\beta$  дорівнює нулю. При правильному віражі з огляду на сталості кута крену не змінюється сила, викривляється траєкторію,

Для отримання правильного віражу, що характеризується постійністю параметрів, необхідно повторити віраж кілька разів. Виконаний після цього не менше трьох разів поспіль правильний віраж називається серійним. Віраж з обертанням вліво - лівий, вправо - правий. Якщо крен не досягає  $45^\circ$ , То віраж вважається дрібним, якщо перевищує  $45^\circ$ , То віраж вважається глибоким.

Перед введенням в віраж необхідно перевірити відповідність режиму польоту заданому і зняти навантаження з ручки управління.



**Рис. Схема сил, що діють на вертоліт при виконанні правильного віражу.**

Як видно з рис., Силою, викривляє траєкторію руху, є горизонтальна складова  $Y_2$  підйомної сили на віражі. Під підйомною силою на віражі  $Y$  розуміється складова сила тяги несучого гвинта, спрямована

перпендикулярно до траєкторії руху вертольоту і лежить в площині його симетрії.

Величина горизонтальної складової  $Y_2$  при постійній силі тяжіння вертольота залежить від кута крену  $\gamma$ , т. Е.  $Y_2 = Y \text{tg} \gamma$ .

При сталому віражі умовою збереження постійної швидкості по траєкторії буде рівність сил  $X_a$  і  $q_{вр}$ . Збереження постійної висоти обидві-спечівається рівністю сил  $Y_1$  і  $G$ . З цього випливає, що на віражі сила тяжіння вертольота врівноважується тільки частиною підйомної сили, її вертикальної складової  $Y_1$ . Інша її частина, горизонтальна складова  $Y_2$ , викривляє траєкторію руху. Отже, підйомна сила на віражі  $Y$  завжди більше сили тяжіння вертольота  $G$ . Ставлення підйомної сили до сили тяжіння вертольота характеризує величину перевантаження в польоті:

$$n = \frac{Y}{G}$$

Перевантаження на віражі завжди більше одиниці. Маючи на увазі, що величина підйомної сили:

$$Y = \frac{G}{\cos \gamma}$$

після підстановки отримаємо:

$$n = \frac{1}{\cos \gamma}$$

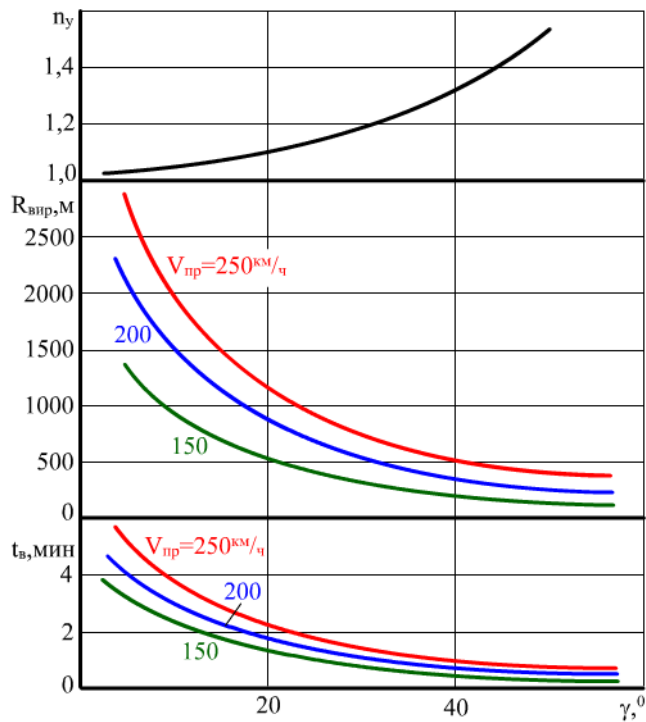
Як випливає з формули, перевантаження на віражі залежить від кута крену: чим більше крен, тим більше перевантаження.

Наявність перевантаження означає, що на всі елементи, і перш за все на лопаті несучого гвинта, діють підвищені навантаження. Так, при нахилі  $30^\circ$  перевантаження дорівнює 1,16.

З рис. випливає, що для введення вертольота в віраж (розворот) необхідно тягу несучого гвинта відхилити в сторону розвороту. Виникла при цьому невірноважена сила  $Y_2$  викликає викривлення траєкторії руху. При виконанні правильного віражу поздовжня вісь вертольота повинна збігатися з вектором швидкості його руху. Це досягається відхиленням педалі в сторону віражу на відповідну величину. Таким чином, введення і виконання віражу виробляються координованим відхиленням ручки управління і педалі.

Характеристики правильного віражу представлені на малюнку.





При необхідності виконання зниження або набору висоти в обмеженому просторі (наприклад, в ущелині) або з тією ж метою над аеродромом, а також в навчальних і тренувальних цілях виконується спіраль. Спіраль - просторовий маневр, при якому центр ваги вертольота рухається по гвинтовій лінії. Спіраль являє собою поєднання віражу з набором і моторним або безмоторним зниженням, виконуваних з поступальною швидкістю. Спіраль з набором висоти називається висхідній, з втратою висоти - низхідній. Спіраль, яка виконується з постійною за величиною швидкістю, з постійним кутом крену і кутом нахилу траєкторії, називається сталою, якщо до того ж і кут ковзання утримується рівним нулю, то - правильною. Спіралі розрізняють глибокі (з кутом крену  $\gamma > 45^\circ$ ) і дрібні ( $\gamma < 45^\circ$ ), Круті (з кутом  $\theta^\circ = 18-20^\circ$ ) і пологі (з кутом  $\theta^\circ < 10^\circ$ ).

#### СХЕМА СИЛ І ХАРАКТЕРИСТИКИ ВІРАЖІВ І СПІРАЛЕЙ

Для викривлення траєкторії руху вертольоту створюється доцентрова сила  $Z_a$  внаслідок відхилення повної аеродинамічної сили несучого гвинта  $R_{вп}$  в сторону віражу.

Рівняння вертольоту на віражах:

$$\sum F_{xa} = 0 \quad X_a - X_{вр.} = 0 \quad \text{умова } V = \text{const}$$

$$\sum F_{ya} = 0 \quad Y_a - G - Y_{ст} = 0 \quad \text{умова } H_{вп} = \text{const}$$

$$\sum F_{za} = 0 \quad \text{на правому віражі:}$$

$$Z_{ан}^{вп} - P_{za} - F_{ц.б.} = 0 \quad \text{умова } R_{вп} = \text{const } (+ \gamma^\circ = \text{Const})$$

$$-Z_{ан}^{вп} - P_{za} + F_{ц.б.} = 0 \quad \text{умова } R_{вп} = \text{const } (- \gamma^\circ = \text{Const})$$

$$\sum M_x = 0 \quad \text{умова сталості кута крену}$$

$$\sum M_y = 0 \quad \text{умова сталості кута ковзання}$$

$$\sum M_z = 0 \quad \text{умова сталості кута тангажу}$$

$$Z_{an} = Y_{an} \operatorname{tg} \gamma, \text{ але } Y_{an} = G, \text{ отже, } Z_{an} = G \operatorname{tg} \gamma. \text{ З іншого боку, } F_{ц.б.} = \frac{G V^2}{g r},$$

прирівнюючи обидва вирази для  $Z_{гв}$ , отримаємо  $G \operatorname{tg} \gamma = \frac{G V^2}{g r}$ , звідки

$$r = \frac{V^2}{g \operatorname{tg} \gamma}.$$

Таким чином, радіус віражу тим більше, чим більше швидкість польоту і менше кут нахилу.

Час, за яке можна виконати віраж, визначається наступним чином:

$$t = \frac{2\pi r}{V} = \frac{2\pi V^2}{V g \operatorname{tg} \gamma} = \frac{2\pi}{g} \cdot \frac{V}{\operatorname{tg} \gamma}; \quad t = 0,64 \frac{V}{\operatorname{tg} \gamma}.$$

Отже, час віражу збільшується при зростанні швидкості і зменшенні кута нахилу.

Як впливає зі схеми сил, на правильному віражі вага вертольота врівноважується тільки однієї залишає сили тяги  $Y_a$ , отже  $R_{нв} > G$ . Перевантаження по осі  $OY$  пов'язаної системи координат

$$n_y = \frac{Y_g}{G} = \frac{Y_{an}}{G \cos \gamma} = \frac{G}{G \cos \gamma} = \frac{1}{\cos \gamma}.$$

$$n_y = \frac{1}{\cos \gamma} \quad r_{в} = \frac{V^2}{g \sqrt{n_y - 1}} \quad \omega_{в} = g \sqrt{n_y - 1} / V \quad t_{в} = \frac{2\pi V}{g \sqrt{n_y^2 - 1}}$$

Чим більше кут нахилу, тим більшою для отримання правильного віражу повинна бути повна аеродинамічна сила  $R_{нв}$ . Збільшення потрібної тяги викликає збільшення потрібної потужності і тим більше, чим крутіше віраж. На певній швидкості горизонтального польоту існує цілком певний надлишок потужності, який може бути реалізований для виконання правильного віражу з певним кутом крену. Так як в горизонтальному польоті найбільший надлишок потужності є при польоті на економічній швидкості, то, очевидно, виконуючи віраж на цій швидкості, можна отримати найбільший з можливих кутів крену правильного віражу. Цей кут називається граничним кутом крену.

Однак в експлуатації з умови забезпечення достатнього запасу потужності, запасу управління для маневрування і обмеженою міцності лопатей віражі з граничним кутом крену не виконуються і встановлюються максимально допустимі кути крену в залежності від висоти польоту, польотної ваги і варіанти застосування.

Збільшення польотної ваги супроводжується зменшенням надлишку потужності, зменшенням граничного кута крену, а, отже, з міркувань безпеки і допустимого в експлуатації кута крену, що означає обмеження маневрених можливостей вертольота - радіус і час віражу зростають.

Збільшення висоти польоту або збільшення температури зовнішнього повітря веде до зменшення надлишку потужності  $\Delta N$ , тобто маневрені можливості погіршуються.

На зниженому режимі роботи двигунів, а тим більше при польоті на одному двигуні маневрені характеристики ще гірше.

Оскільки спіраль являє собою поєднання віражу зі зниженням або з підйомом, то рівняння руху мають вигляд, характерний для цих режимів, наприклад, на висхідній спіралі:

$Y_a = G_y$  - умова сталості кута підйому ( $\theta^\circ = \text{Const}$ );

$X_a = G_a + X_{вр.}$  - умова сталості швидкості польоту по спіралі;

$Z_a = F_{ц.б.}$  - умова сталості кривизни траєкторії спіралі;

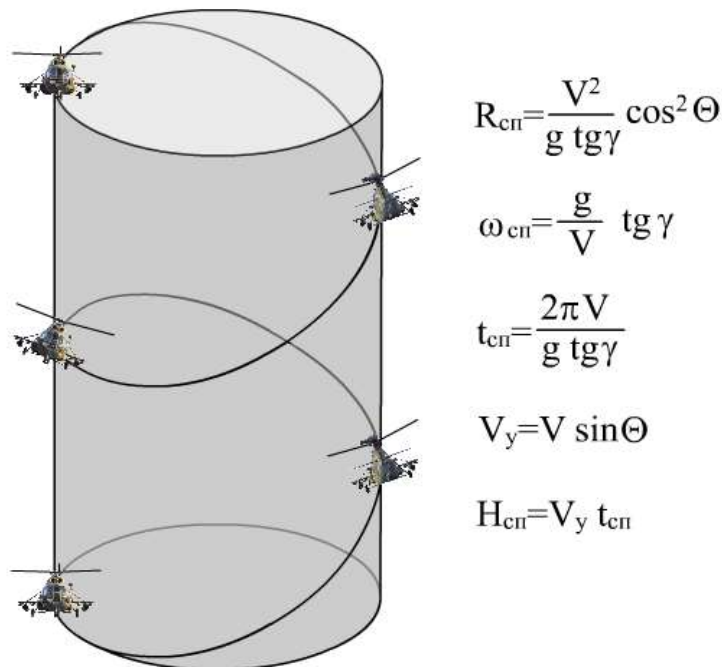
$\sum M_x = 0$  - умова сталості кута крену

$\sum M_y = 0$  - умова сталості кута ковзання

$\sum M_z = 0$  - умова сталості кута тангажу.

Траєкторію центру ваги вертольота на правильній спіралі можна представити у вигляді гвинтової лінії, навитої на поверхню уявного циліндра з радіусом, званим радіусом спіралі  $R_{сп}$ . Відстань між двома сусідніми витками, виміряний вздовж котра утворює уявного циліндра, називається кроком спіралі  $h_{сп}$ .

При збільшенні крену для скорочення радіусу і часу розвороту зменшується вертикальна швидкість набору висоти (рис.).



**Рис. Схема виконання спіралі**

## ОСОБЛИВОСТІ ВИКОНАННЯ РОЗВОРОТУ І СПІРАЛІ. ЛЬОТНІ ОБМЕЖЕННЯ

Явища, що супроводжують віраж. Обтікання несучого гвинта внаслідок несиметричності аеродинамічній схемі вертольота на лівому і

правому віражі різні. Зміна поля швидкостей призводить до того, що на правому віражі результуюча швидкість лопатей несучого гвинта в азимут  $90^\circ$  збільшується, а в азимут  $270^\circ$  зменшується внаслідок обертання всього вертольоту щодо центру віражу. Це викликає більший завал конуса тому, отже, призводить до збільшення кабіруючого моменту від розносу горизонтальних шарнірів Мзгш. Збільшення завалу конуса назад викликає збільшення кутів атаки елементів лопатей в передній частині конуса і зменшення їх в задній частині, що обумовлює збільшення завалу конуса вправо, отже, збільшення моменту від розносу горизонтальних шарнірів Мзгш, що сприяє введенню вертольота в правий крен. На лівому віражі поле швидкостей змінюється таким чином, що приріст результуючої швидкості в азимуті  $90^\circ$  виявляється менше, ніж на правому віражі, але зате значно зростає зона зворотного обтікання в азимут  $270^\circ$ , Що веде до появи моменту на висновок вертольоту з лівого крену.

При правом віражі сила тяги хвостового гвинта спрямована вліво вгору, створюючи пікіруючий момент, на лівому віражі тяга хвостового гвинта спрямована вліво вниз, створюючи кабіруючий момент.

Отже, для управління вертольотом ні віражі необхідна складна координація, але при різкому виконанні введення в віраж і виведення з нього вона ще ускладнюється появою значних гіроскопічних моментів від повороту в просторі осей таких обертів зі значними кутовими швидкостями мас, як ротори двигунів, що несе і хвостовий гвинти. Напрямок дії гіроскопічного моменту встановлюється за правилом: напрямок переміщення будь-якої точки на осі гіроскопа, в якій прикладена сила, визначається, якщо повернути напрямок дії сили на  $90^\circ$  навколо осі гіроскопа в сторону обертання ротора. На правому віражі гіроскопічний момент несучого гвинта кабіруючий, на лівому віражі - пікіруючий (при введенні і виконанні; при виведенні з віражу - напрямок протилежне).

### ***Правий віраж.***

При введенні в віраж порушується балансування вертольота. Так, на правому віражі у вертольота з'являється тенденція до збільшення кута тангажу  $\theta$  і зменшення швидкості  $V_x$ , до зниження ( $\downarrow H$ ) і збільшення крену  $\gamma$ .

Збільшення кута тангажу  $\theta$  відбувається в основному за рахунок потужного гіроскопічного моменту МГПР. Дія цього моменту проявляється тільки в процесі виконання розвороту з креном. При збільшенні кута тангажу відхиляється назад тяга несучого гвинта  $R_{нв}$ , що призводить до зменшення її складової  $X_a$ . Зменшення сили  $X_a$  викликає ще більше збільшення кута тангажу  $\theta$ , так як пікіруючий момент від неї зменшується. Крім того, сила  $X_a$  зменшується в результаті збільшення завалу конуса обертання несучого гвинта на віражі через зростання махових рухів лопатей. Збільшенню кута тангажу  $\theta$  сприяє також зростання кабіруючого моменту від рульового гвинта внаслідок збільшення настановних кутів його лопатей при відхиленні правої педалі.

Тенденція до зниження ( $\downarrow H$ ) вертольота з'являється за наступними причи-нам. По-перше, при нахилі сили тяги несучого гвинта для отримання неурав-новешенной сили  $K_g$ , викривляє траєкторію руху, сила  $Y_x$  стає менше сили тяжіння вертольота. По-друге, зменшується наявна потужність  $N_p$ , що витрачається на обертання несучого гвинта, так як при відхиленні правої педалі установчі кути  $i$ , отже, момент опору рульового гвинта, а також потрібна потужність для його обертання збільшуються, що відповідно зменшує потужність, затрачену на обертання НВ.

Причиною збільшення крену  $\gamma$  є посилення махових рухів лопатей і збільшення в результаті цього завалу конуса обертання несучого гвинта назад і вправо. Пояснюється це тим, що на правому віражі збільшується сумарна швидкість обтікання лопатей ( $\omega' + V$ ) в азимут  $90^\circ$ .

Таким чином, при введенні вертольота в правий віраж одночасно з координованим відхиленням ручки і педалі в сторону віражу необхідно для збереження кута тангажу  $\gamma$ , швидкості  $V$  і висоти  $H$  ручку управління відхилити також від себе. Крім того, слід збільшувати потужність двигунів, а в процесі віражу відхиленням ручки управління в протилежну віражу сторону утримувати постійний кут крену  $\gamma$ .

### ***Лівий віраж.***

При введенні в лівий віраж у вертольота з'являється тенденція до зменшення кута тангажу  $\theta$  і збільшення швидкості  $V$ , до набору висоти  $H$  і зменшення крену  $\gamma$ . Напрямок дії гіроскопічного моменту в цьому випадку стає протилежним тому, що було при введенні в правий віраж, сила  $X_a$  збільшується, а кабіруючий момент від рульового гвинта при відхиленні лівої педалі зменшується. Це призводить до зменшення кута тангажу  $\theta$  і, як наслідок, до зростання швидкості  $V_x$  і зниження вертольота ( $\downarrow H$ ).

Причиною зниження вертольота, крім того, є зменшення сили  $Y_1$  при введенні в віраж. Однак при відхиленні лівої педалі відбувається зменшення настановних кутів лопатей рульового гвинта, а значить, моменту опору і потужності, потрібної для його обертання. Відповідно збільшується потужність, що йде на несучий гвинт, зростає його тяга, а отже, збільшується сила  $Y_1$ . Практично на лівому віражі з креном  $15^\circ$  за рахунок використання на несучому гвинті тієї потужності, яка при відхиленні лівої педалі звільнилася з рульового гвинта, підйомна сила  $Y$  збільшується настільки, що її вертикальна складова  $Y_1$ , залишається рівною силі тяжіння вертольота. Тому необхідності в збільшенні потужності двигунів при введенні в лівий віраж немає.

В процес лівого віражу внаслідок складання обертального руху несучого гвинта і руху вертольота щодо центру віражу збільши-ється зона зворотного обтікання і відповідно зменшується сумарна швидкість обтікання лопатей ( $\omega' + V$ ) в азимут  $270^\circ$ . В результаті вертолiт прагне вийти з крену.

Таким чином, при введенні в лівий віраж одночасно з координованим відхиленням ручки управління і педалі в сторону віражу необхідно для збереження постійного кута тангажу  $\theta$  ручку управління відхиляти кілька на

себе. В процесі віражу відхиленням ручки управління в сторону віражу слід утримувати постійний крен  $\gamma$ .

Висновок з віражу на заданий кут необхідно починати не доводячи до наміченого орієнтира на число градусів в крен, при цьому потужність зменшити до значення, необхідного для горизонтального польоту. Тенденції вертольота при введенні, виконанні віражу і виведення парирувати органами управління. Діяти важелями плавно і координовано, вертолїт в такому випадку менше розбалансїровивається, що спрощує техніку пілотовання. Виконання врожай і розворотів на швидкостях, менших 100 км / год не рекомендується щоб уникнути втрати запасу керованості.

Якщо НВ обертається за годинниковою стрїлкою, то в енергетичному відношенні доцїльні лїві віражі і розвороти, для виконання яких необхідно зменшувати крок РВ. Відповідно зменшуються втрати потужності силової установки на привід РВ, а зростаючий надлишок потужності може бути використаний для маневрування. Крім того, при лївих розворотах менше динамічні навантаження на РВ, хвостову трансмісію і хвостову балку, що також важливо. У випадку підготовки граничних по потужності врожай зазначене обставина проявляється в тому, що правий віраж вдається виконувати з кутом крену, на 3 ... 5 ° меншим, ніж лївий, або на кілька меншою швидкості. При однакових ж околоредельних значеннях кута крену лївий глибокий віраж бїльш стїйкий, ніж правий.

#### **Льотні обмеження.**

Розвороти і віражі дозволяється виконувати з кутами нахилу не бїльше:

а) 15° - у всьому діапазоні швидкостей і польотних мас вертольота в складних метеоумовах і вночі, а також з вантажем на зовнїшній підвісці, в умовах сильної бовтанки і з одним працюючим двигуном;

б) 30° - на швидкостях польоту до 250 км / год з нормальною польотної масою 11 100 кг і менш в діапазоні висот від 50 до 3000 м;

Енергїйні розвороти (в разі необхідності) на висотах 50 -1000 м при нормальній польотної масі вертольота і менш на швидкостях польоту понад 120 км / год дозволяється виконувати з креном до 45°.

При виконанні віражів і розворотів на висотах до 50 м над рельєфом місцевості допустимий кут крену за величиною чисельно дорівнює висоті польоту (тобто на висоті 10 м - 10°, 20 м - 20°, 30 м - 30°), але у всїх випадках він повинен бути не бїльше 45°).

в) 20° - на швидкостях польоту до 250 км / год з польотної масою понад 11 100 кг і на режимі самоврацїення НВ.

Спіраль в навчальних і тренувальних цїлях рекомендується виконувати зі швидкїстю 150 км / год при  $V_y = 2 \div 3$  м / с і кутом крену не бїльше 15°. При маневруванні в ущелинах і котлованах на висоті менше 2000 м розвороти виконувати при швидкості 60 - 70 км / год, на висоті, що перевищує 2000 м, - при швидкості 75 - 80 км / ч. На цих швидкостях з креном 10° можна безпечно маневрувати і робити розвороти на 180° в ущелинах і котлованах завширшки не менше 800 м в першому випадку і 1000 м - у другому.

При виконанні низхідній спіралі з кутом крену  $20^\circ$  мінімальна втрата висоти в польоті на одному працює двигуні становить 20 - 60 м на швидкості 80 - 110 км / ч при розвороті на  $180^\circ$ , В польоті на режимі самовраццєня - 210 - 220 м на швидкості 30 - 60 км / ч. Час розвороту на  $180^\circ$  в першому випадку становить близько 26 с, у другому випадку - близько 15 с.