

**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)

**Тема 3.5. Перетяжеління НГ. Мимовільне зниження вертольоту.
Мимовільне обертання НГ вертольоту. Штопор вертольоту**

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. Перетяжеління НГ.
2. Мимовільне зниження вертольоту.
3. Мимовільне обертання НГ вертольоту.
4. Штопор вертольоту

Література:

1. Ромасевич В.Ф., Аеродинаміка і динаміка польотів вертольотів, М., Воєніздат, 1982.
2. Зозуля В.Б., Іванов Ю.П., Практична аеродинаміка вертольота Мі-8, М., Машинобудування, 1977.
3. Крилов А.А., Методика виконання польоту на вертольоті Мі-8, М., Повітряний транспорт, 1980.
4. Ромасевич В.Ф., Самойлов Г.А., Практична аеродинаміка польотів, Воєніздат, М., 1980.
5. Керівництво з льотної експлуатації вертольоту Мі-8-МТВ, М., 1994.

КРИТИЧНІ РЕЖИМИ ПОЛЬОТУ

Критичні режими польоту- це такі режими, в яких значно перевищені максимальні експлуатаційні параметри польоту. Вони характеризуються:

- частковою або повною втратою керованості хоча б по одному з каналів управління;
- великою кутовою швидкістю обертання вертольоту або рухом по осях;
- швидкоплинністю;
- наявністю загрози життю екіпажу;
- тим, що для виведення з критичних режимів необхідні не завжди прямі рухи РУ і важелів.

Перетяжеління несучого гвинта

Під перетяжеленням несучого гвинта розуміється зменшення тяги несучого гвинта при збільшенні загального кроку, що супроводжується зменшенням частоти обертання несучого гвинта через невідповідність потужності, що підводиться до гвинта і потрібної для його обертання.

Можливі випадки перетяжеління несучого гвинта на вертольоті Мі-8МТВ:

1. **Перетяжеління** настає, якщо важіль КРОК-ГАЗ при правій корекції відхиляється вгору з темпом, що випереджає прийомистість двигунів. Цей вид перетяжеління характерний для вертикальних режимів, зльоту і посадки. Але може бути і в поступальному польоті.

При енергійному взятті кроку перетяжеління настає не відразу, тому що внаслідок великої інертності гвинта частота обертання зменшується не відразу і вертоліт може набрати висоту, а потім почне енергійно знижуватися через зниження частоти обертання несучого гвинта і при невтручанні пілота може грубо приземлитися. Помилкою буде, якщо пілот спробує припинити зниження ще більшим відхиленням важеля КРОК-ГАЗ вгору. При перетяжелінні несучого гвинта необхідно зменшити загальний крок, зберігаючи горизонтальне положення вертольота ручкою циклічного кроку. Частота обертання несучого гвинта буде збільшуватися, вертоліт буде знижуватися, зниження може припинитися на значній висоті або ж після виходу в зону впливу «повітряної подушки». Якщо швидкість зниження велика, то необхідно енергійним зтяжелінням гвинта пом'якшити приземлення.

Для запобігання перетяжеління гвинта в описаному випадку темп збільшення кроку повинен бути таким, щоб частота обертання несучого гвинта не зменшувалась менше 88%, що буває, якщо загальний крок збільшувати не менше ніж за 5 с до його величини, що відповідає номінальному режиму, і не менше ніж за 10 с - злітному режиму.

2. **Важіль КРОК-ГАЗ** піднімається в нормальному темпі, але на величину вище максимального злітного положення. Цей випадок характерний для вертикальних злетів і посадок при великій польотній вазі і малій щільності повітря. Дії пілота для приземлення гелікоптера такі ж, як і в першому випадку.

Перетяжеління можна уникнути, якщо не збільшувати крок більше 9°-10°, стежачи за тим, щоб частота обертання несучого гвинта не падала нижче 92%.

3. **Важіль КРОК-ГАЗ** піднімається енергійно і на значну величину при невведеній вправо корекції. Такий випадок перетяжеління може виникнути на будь-якому режимі польоту при роботі на резервній системі КРОК-ГАЗ. Виконуючи політ з відключеною системою автоматичної підтримки частоти обертання несучого гвинта, необхідно забезпечувати збереження частоти обертання в допустимих межах рукояткою корекції газу.

МИМОВІЛЬНЕ ЗНИЖЕННЯ ВЕРТОЛЬОТА

Мимовільне зниження вертольоту - це такий режим, при якому льотчик збільшенням загального кроку не може зменшити вертикальну швидкість зниження.

В цей режим вертоліт може потрапити при виході за обмеження по мінімально допустимій швидкості. Особливо при виконанні зльоту і заходу на посадку.

Причиною потрапляння вертольоту в мимовільне зниження є зменшення тяги НГ. Тяга НГ залежить від багатьох факторів, але основним є частота обертання. Зменшення частоти обертання призводить до зменшення тяги НГ.

Причини зменшення частоти обертання НГ:

- різке взяття загального кроку;
- збільшення загального кроку, коли двигуни працюють на злітному режимі;
- збільшення кута тангажу при заході на посадку при несвоєчасному підводі потужності двигунів (пізніше гасіння швидкості);
- посадка з попутним вітром;
- відмова одного або двох двигунів;
- проліт над вогнищами пожеж.

ДІЇ ПЛОТА:

1. Якщо є запас висоти:

- затримати спільний крок;
- відхиленням ручки управління від себе піти на друге коло.

2. Якщо запасу висоти немає, то необхідно виконати посадку з підривом.

МИМОВІЛЬНЕ ОБЕРТАННЯ ВЕРТОЛЬОТА

Мимовільне обертання - це такий режим, при якому льотчик відхиленням правої педалі або зменшенням загального кроку не може зменшити кутову швидкість обертання.

Можливо на зльоті і посадці з максимальною польотною масою, і швидкістю вітру справа більш допустимої, при виконанні висіння, розворотів на висінні, висхідних або низхідних розворотів. Тут маються на увазі розвороти вліво, коли кутова швидкість розвороту більш допустимої.

Чим більше злітна маса вертольоту, висота висіння і вітер справа, тим менше запас ходу правої педалі, отже, більша ймовірність потрапляння вертольоту в мимовільне обертання.

Всі наші вітчизняні вертольоти обертаються вліво в напрямку дії реактивного моменту НГ.

Для балансування вертольоту на режимі висіння в шляховому відношенні необхідно, щоб $M_{pв} = T_{pв} h_{pв}$

Це рівність може порушитися в результаті:

- різкого взяття загального кроку при несвоєчасній дачі правої педалі;
- збільшення загального кроку, коли права педаль стоїть на упорі або дуже малий запас по ходу правої педалі і при розгоні вертольоту можлива постановка її на упор;
- потрапляння рульового гвинта в режим вихрового кільця;
- відмова шляхового управління.

Доцільно розглядати такі розрахункові випадки відмов шляхового управління:

- руйнування приводу РГ або кінцевої балки, що супроводжується повним зникненням тяги РГ і відповідно розбалансуванням вертольоту;
- руйнування системи управління в хвостовому редукторі, супроводжуване установкою лопатей РГ під дією шарнірних моментів на кут 1 - 20 і відповідним зменшенням тяги РГ;
- руйнування (заклинювання) системи управління від педалей до хвостового редуктора, супроводжуване неможливістю зміни режиму польоту вертольоту і виконання посадки.

Найбільш важким і небезпечним є перший розрахунковий випадок, що приводить до інтенсивного розбалансування вертольоту в поздовжньому і бічному русі, перш за все, в азимутальній площині. Під дією не скомпенсованого тягою РГ реактивного моменту НГ вертоліт різко розвертається вліво і на малих швидкостях польоту, менших економічної, фюзеляж вертольоту робить кілька повних витків щодо вертикальної осі. При великих швидкостях польоту внаслідок наявності значної шляхової стійкості фюзеляжу рух ризику набуває коливальний характер з тенденцією повернення до вихідної курсової орієнтації.

Внаслідок періодичної зміни за величиною і знаку поздовжньої і бічної сил, моментів на втулці НГ і моментних характеристик фюзеляжу при повних розворотах фюзеляжу в азимутальній площині вертоліт в процесі розвороту схильний до різких і сильних кидків в протилежні сторони по тангажу і крену, інтенсивність яких зростає зі збільшенням швидкості польоту. Управління вертольотом за допомогою ручки циклічного кроку вкрай утруднено, бо найменша несинхронність керуючих дій пілота з несподіваними різкими кидками вертольоту з боку в бік призводить до того, що пілот не стабілізує, а, навпаки, розгойдує вертоліт.

При відриві РГ з хвостовим редуктором і кінцевою балкою розглянута аварійна ситуація значно погіршується через падіння шляхового демпфірування, що призводить до значного зростання кутової швидкості обертання фюзеляжу щодо вертикальної осі. Крім того, виникає значний пікіруючий момент через відділення на великому плечі маси РГ, хвостового редуктора і кінцевої балки.

У другому розрахунковому випадку, коли кути установки лопатей і тяга РГ зменшуються майже до нуля, вертоліт може бути в принципі збалансований в азимутальній площині за рахунок створення крену і ковзання. На крейсерських і вище швидкостях горизонтального польоту потрібний для шляхового балансування кут ковзання порівняно невеликий - близько 10° , однак, в міру зменшення швидкості потрібний кут ковзання різко зростає, перевищуючи $40 - 50^\circ$ (рис.1)

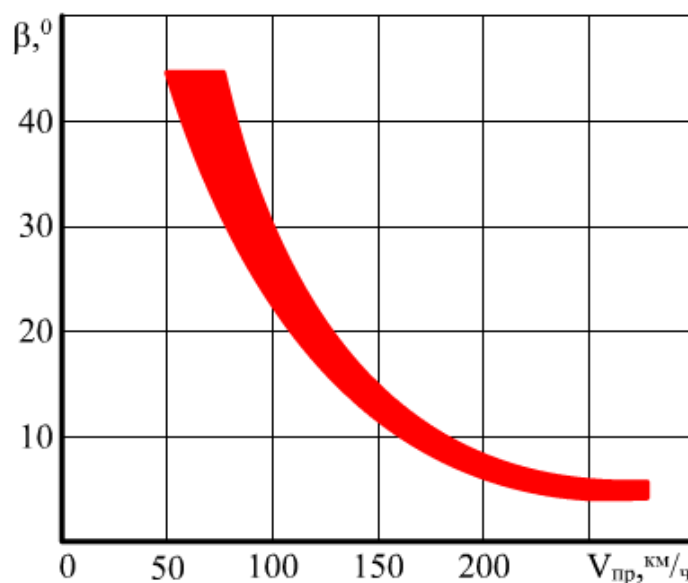


Рис. Залежність балансування кута ковзання від швидкості горизонтального польоту вертольоту ($\varphi_{ps} = 0$).

Значні труднощі виникають і в третьому з розглянутих розрахункових випадків відмов шляхового управління з тієї, однак, різницею, що внаслідок незбалансованої тяги РГ в заклиненому управлінні вертоліт заходить на посадку ні з правим, а з лівим ковзанням.

ДІЇ ПЛОТА:

1. $H_{vic} = 3-5м$. Вертоліт початок мимовільно розгортати вліво і на відхилення правої педалі він не реагує або права педаль стоїть на упорі:

1-й спосіб:

- зменшити загальний крок і посадити вертоліт;
- ручкою управління утримувати вертоліт від перекидання.

2-й спосіб:

- затримати спільний крок;
- незначним відхиленням ручки управління в сторону розвороту і незначним відхиленням лівої педалі надати вертольоту керований розворот вліво.

2. Якщо вертоліт увійшов в обертання зі збільшенням кутової швидкості, але не знижується і має запас по потужності, то можна рекомендувати наступне: збільшенням загального кроку забезпечити вертольоту вертикальний набір висоти з лівим обертанням з подальшим переведенням вертольоту в поступальний політ відхиленням РУ в сторону розвороту (чим більше кутова швидкість, тим більше кут нахилу).

3. $H_{vic} = 3-5м$. Вертоліт увійшов в обертання:

- вимкнути двигуни і посадити вертоліт;
- ручкою управління утримувати вертоліт від перекидання.

4. Якщо вертоліт початок мимовільно розгортати при заході на посадку:

4.1. Если є запас висоти, то необхідно:

1-й спосіб:

- затримати спільний крок;
- відхилити РУ від себе і вправо і дати праву ногу.

2-й спосіб:

- затримати спільний крок;
- відхиленням ручки управління від себе і вліво і незначним відхиленням лівої педалі піти на друге коло.

4.2. Если запасу висоти немає:

- вимкнути двигуни;
- виконати посадку з підривом.

ШТОПОР ВЕРТОЛЬОТА

Штопор вертольоту - це мимовільний рух вертольоту по низхідній спіралевидній траєкторії малого радіусу з одночасним обертанням щодо трьох осей. В штопорі значно погіршується (іноді практично втрачається) керованість вертольоту і істотно ускладнюються умови просторового орієнтування і пілотування, що ускладнює виведення вертольоту з цього режиму.

Штопор, поряд з мимовільним зниженням і мимовільним обертанням відноситься до критичних режимів, в які можливе попадання вертольоту при виході за обмеження по мінімально допустимій швидкості.

Вертолiтний штопор об'єднує в собі i мимовiльне зниження i мимовiльне обертання, тобто за один оборот по низхiднiй спiралi вертолiт робить кiлька обертiв щодо трьох осей. Найбiльш iнтенсивне (основне обертання) вертольоту в штопор вiдбувається щодо його нормальнiй осi. Iнтенсивнiсть же обертання вертольоту навколо його поперечнiй i поздовжнiй осi, як правило, значно нижче.

Попаданню в штопор схильнi все одногвинтовi вертольоти. При прийнятому напрямку обертання НГ всi наші вiтчизнянi вертольоти обертаються тiльки влiво, в напрямку дiї $M_{рнв}$. Якщо до вертолiтному штопору застосовувати класифiкацiю лiтакового, то це буде лiвий нормальний штопор, тобто якщо на штопорящий вертолiт дивитися звверху, то вiн буде рухатися проти годинникової стрiлки.

Вiссю штопора є вiсь спiралi, по якiй рухається центр ваги штопорящего вертольоту, рiдiусом штопора - рiдiус горизонтальної проекцiї цiєї спiралi.

Вертолiт в штопорi рухається з ковзанням. Розрiзняють внутрiшнє i зовнiшнє ковзання. Внутрiшнiм називається ковзання, при якому потiк набiгає на вертолiт з внутрiшньої сторони, тобто справа по польоту.

На одногвинтових вертольотах штопор дещо вiдрiзняється вiд лiтакового. Обертання вертольоту вiдбувається тiльки в сторону дiї реактивного моменту. Причому, якщо обертання навколо вертикальної осi вiдбувається майже з постiйною швидкiстю ($\omega_{y,l} \approx 90^\circ/c$ i бiльше), то навколо поздовжнiй i поперечнiй осей спостерiгається нестiйке обертання.

На вiдмiну вiд керованого спадного розвороту i керованого штопора в мимовiльному штопор за один виток фюзеляж встигає зробити кiлька обертiв навколо валу НГ.

Виникнення штопора можливо в результатi рiзкого перемiщення важелiв управлiння при маневруваннi поблизу мiнiмально допустимих швидкостей польоту вертольоту. Наприклад, при виконаннi керованого висхiдного розвороту або через помилковi дiї льотчика в технiцi пiлотування при попаданнi в мимовiльний розворот, зокрема, якщо при знаходженнi вертольоту в мимовiльному розворотi рiзко вiдхилити ручку управлiння i збiльшити загальний крок НГ, це веде до рiзкого збiльшення швидкостi обертання.

Справа в тому, що при обертаннi вертольоту навколо вертикальної осi вiдхилення ручки управлiння наближає маси вантажiв, рознесенi по фюзеляжу, до осi обертання. В результатi збiльшується кутова швидкiсть обертання фюзеляжу пiд дiєю виникаючих корiолiсових сил. В цьому випадку нахил осi валу НГ пiд дiєю гiроскопiчного моменту i неврiвноваженi поздовжнi X_a i бiчна Z_a аеродинамiчнi сили змушують вертолiт рухатися в процесi обертання по криволiнiйнiй траєкторiї. В результатi нахилу сили тяги НГ зменшується її вертикальна складова (пiдйомна сила Y_a), яка стає менше сили тяжiння, i вертолiт переходить на зниження по спiральнiй траєкторiї. Чим бiльше в цьому положеннi пiлот буде тягнути важiль загального кроку НВ вгору, тим бiльше стає доцентрова сила, бiльше реактивний момент i бiльше кутова швидкiсть обертання навколо валу НГ. Крiм того, в результатi перетягування важеля КРОК-ГАЗ ще додатково збiльшується вертикальна швидкiсть зниження через падiння оборотiв НГ.

Таким чином, прямi дiї важелем КРОК-ГАЗ, спрямованi на запобiгання зниження, не призводять до бажаного результату, а, навпаки, пiдводять ще бiльше енергiї для штопорного обертання вертольоту. Значить, можна зробити висновок

про необхідність перш за все прибрати енергію, що підживлює і підтримує це обертання, т. ч. зменшити реактивний момент НГ, для чого слід зменшити загальний крок НГ, а ручкою управління при уповільненні обертання повернути вертоліт в посадочне положення (без кренів) . Фактично дії пілота тут аналогічні наведеним вище при виведенні з мимовільного розвороту.

Безумовно, штопор в порівнянні з мимовільним розворотом - більш небезпечне явище при маневруванні на гранично малих висотах, але вертоліт легко виходить з штопора при своєчасних і правильних діях пілота, звичайно, при наявності достатнього запасу висоти.

Фактори, що сприяють попаданню вертольоту в штопор:

- збільшення польотної маси вертольоту;
- збільшення температури зовнішнього повітря;
- збільшення висоти польоту;
- збільшення передньої центрованості вертольоту.

Причини потрапляння в штопор:

- помилки льотчика в техніці пілотування;
- несправність авіаційної техніки.

Як показала практика, вертольоти потрапляють в штопор після «ПІДХВАТУ». Неправильний вихід з «ПІДХВАТУ» призводить до виходу вертольоту на нульові швидкості польоту з подальшим розвитком мимовільного обертання зі зниженням і подальшим переходом в штопор.

ДІЇ ПІЛОТА:

1. Якщо є запас висоти більш 600 м:

- зменшити загальний крок на $1-2^{\circ}$;
- відхиленням РУ від себе і вправо і дачею правої педалі спробувати

вивести вертоліт із штопора.

2. Якщо запасу висоти немає, висновок створенням лівого крену. Величина кута крену залежить від кутової швидкості обертання. Чим більше кутова швидкість обертання, тим більше кут крену (але не менше 30°).