

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

ТЕКСТ ЛЕКЦІЇ

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

Аеронавігація

за темою № 12 – Вібрації вертольота

Кременчук 2023

СХВАЛЕНО

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

СХВАЛЕНО

Педагогічною радою
Кременчуцького льотного коледжу
Протокол від 28.08.2023 № 1

ПОГОДЖЕНО

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

Розглянуто на засіданні циклової комісії аеронавігації
Протокол від 28.08.2023 № 1

Розробники:

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

Рецензенти:

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

План лекції:

1. Флаттер.
2. Зрив потоку з лопатей гвинта.
3. Земний резонанс.
4. Вихрове кільце
5. Переобваження НГ

Рекомендована література:

Основна

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

Додаткова

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

Інформаційні ресурси в Інтернеті

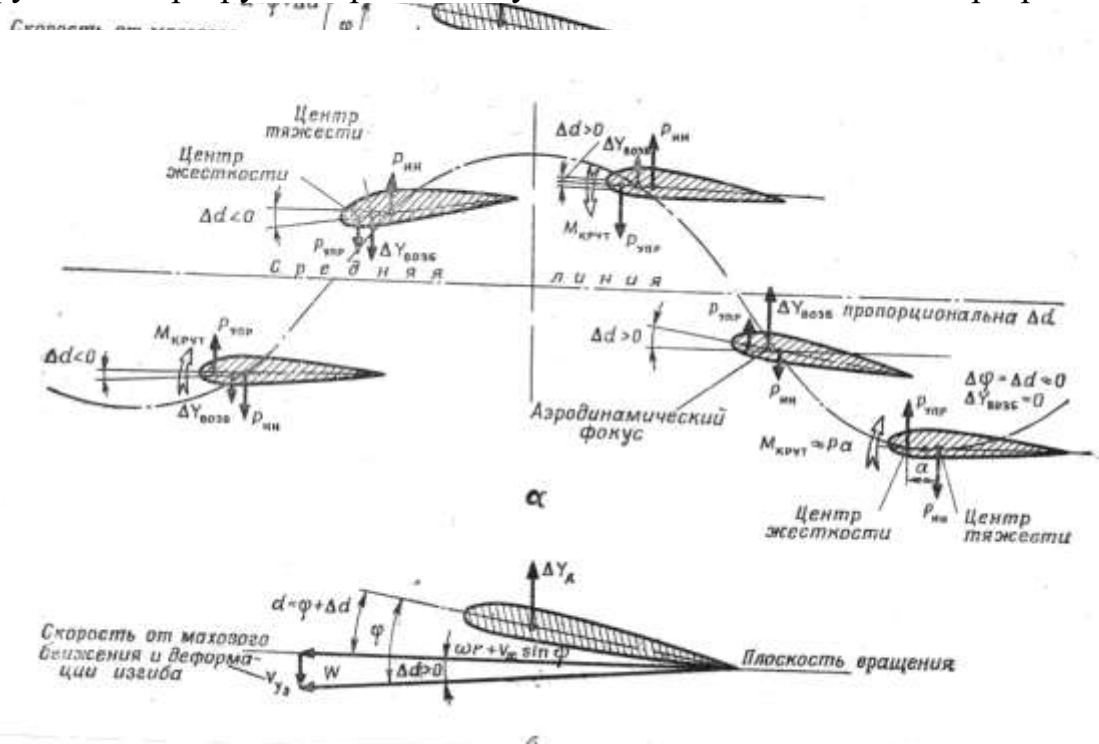
1. ФЛАТТЕР

Флатером називається здійснюваний поперемінно в різні боки від положення рівноваги з швидко зростаючою амплітудою вигин лопаті спільно з крученням (згинально-крутильні коливання); відхилення лопаті від положення рівноваги швидко збільшується внаслідок того, що аеродинамічні сили викликають вигин лопаті, що супроводжується крутінням; виникаючи при цьому інерційні сили сприяють ще більшому крученню лопаті, яке призводить до збільшення аеродинамічних сил через збільшення кутів атаки перетинів лопаті. Процес повторюється з великою частотою і амплітудою вигину і крутіння аж до руйнування лопаті.

Необхідною умовою виникнення флаттера є наявність періодично діючих на лопать сил (наприклад, через маховий рух лопатей), але навіть в цьому випадку лопать буде тільки тоді входити в флатер, якщо конструктор розташував лінію фокусів перед віссю жорсткості (зазвичай збігається з віссю осевого шарніра), а вісь жорсткості - перед лінією центрів тяжіння. Така лопать починає при певній швидкості обдування, обумовленої швидкістю польоту і частотою обертання несучого гвинта, коливатися з амплітудою - флатер (швидкість польоту і частота обертання, при яких з'являється флатер, називаються критичними).

Величина критичної швидкості польоту збільшується при збільшенні жорсткості лопаті (особливо жорсткості на кручення), переміщенні лінії центрів тяжіння до носку профілю лопаті (наприклад, через установки в носок лопаті додаткових вантажів), збільшення жорсткості проводки управління (тому гідропідсилювачі ставлять у самій тарілці автомата перекосу), зменшенні коефіцієнта компенсатора змаху (він надає на махаючі лопаті такий же вплив, як і зміщення центру ваги перерізу назад).

Флаттер проявляється в «розмиванні» конуса обертання (це явище називають також «випадінням» лопаті з конуса обертання): лопаті, які не піддаються флаттеру, рухаються по одним і тим же траєкторіях - конус чітко видно, якщо ж хоча б одна з лопатей входить у флатер, то вона рухається абсолютно по іншій траєкторії, ніж інші, і завдяки властивостям зору людини конус сприймається нечітким, розмитим. Розмив конуса найкраще видно в азимут 180° , тобто в поле зору пілота при русі вперед з поступальною швидкістю. Флатер проявляється і по



зростанню вібрації низької частоти, зниження вертольоту і крену вліво.

В даний час комплекти лопатей, що випускаються промисловістю, піддаються контролю, яке виключає виникнення флатера у нових лопатей, але і в процесі експлуатації можливе порушення вагових характеристик лопатей (через неякісний ремонт, попадання і замерзання вологи в хвостових відсіках, обмерзання лопатей) і виникнення з цієї причини на експлуатаційних режимах флатера. При появі ознак флатера зменшити частоту обертання несучого гвинта до мінімально допустимої, а після цього зменшити швидкість польоту. Якщо ознаки флатера зникнуть, то продовжити політ до найближчого аеродрому або підібрати майданчик для вимушеної посадки. При продовженні флатера слід вжити всіх заходів для негайного виконання вимушеної посадки. Якщо ви не впевнені в пілотуванні виконувати посадку прямо перед собою.

2. ЗРИВ ПОТОКУ

Зрив потоку - неконтрольоване порушення балансу процесів ламинарного і турбулентного характерів в русі газу (рідини) щодо обтічного тіла.

Як правило, під зривом потоку мається на увазі більш приватний випадок різкого збільшення турбулентної складової потоку при перевищенні певного для даного обтічного тіла і цього середовища порога швидкості їх відносного руху. У будь-якому процесі обтікання одночасно присутні ламінарні і турбулентні складові, проте в багатьох агрегатах турбулентні течії виключно небажані, так як вони мають властивість значно збільшувати навантаження на обтічне тіло, аж до його руйнування. З метою зниження ймовірності зриву потоку об'єктів обтікання надають обтічну форму.

Зрив потоку з лопатей несучого гвинта відбувається в результаті досягнення кінцевими елементами відступаючих лопатей (в азимут близько 270°) критичного кута атаки. Величина кута атаки елементів лопаті тим більше, чим більше його окружна швидкість при змаху, тому зона зриву буде збільшуватися при збільшенні швидкості польоту, зменшення частоти обертання, збільшенні кутів установки.

Потрібних кути установки, кути атаки, коефіцієнт підйомної сили відступаючої лопаті гвинта зростають при збільшенні швидкості і висоти польоту, польотного ваги і шкідливого опору вертольота, температури і вологості зовнішнього повітря.

При навмисному перевищенні максимально допустимої швидкості польоту виникає зрив потоку призводить до різкого збільшення вібрацій через зростання нерівномірності моментів сил, що діє на лопаті відносно шарнірів. Збільшення профільних втрат призводить до зростання потрібної потужності, можливе зниження вертольота. При зриві потоку обтікання відступаючих лопатей нестійкий, тому аеродинамічні сили за величиною непостійні, внаслідок чого вертолёт кабіруєт і крениться вправо, розгойдуючись в поздовжньому і особливо в поперечному напрямку.

У всіх випадках появи зриву потоку тривале перебування в ньому забороняється, слід негайно вжити заходів до усунення причин зриву: зменшити швидкість польоту, зменшити загальний крок несучого гвинта. Після усунення зриву потоку продовжувати політ.

3. ЗЕМНИЙ РЕЗОНАНС

Земний резонанс - самозбудні коливання вертольота з наростаючою амплітудою, що виникають при збігу частоти коливань лопатей щодо вертикальних шарнірів з власною частотою коливань вертольота на шасі.

Фізична сутність «земного резонансу» полягає в наступному. При впливі початкового збурення (порив вітру, наїзд основного колеса на купину, груба посадка і т.д.) лопаті по-різному повертаються в вертикальних шарнірах, центр мас НГ зміщується з осі вала і виникає неврівноважена відцентрова сила $F_{цбн}$ (Рис.).

Одночасно виникають власні коливання лопатей НВ щодо вертикальних шарнірів, під дією кориолісових сил інерції F_k і сил лопатей $F_{цбл}$. Кругова частота відцентрової сили, яка розгойдує фюзеляж вертольота і її величина залежать від частоти обертання НГ. Коливання вертольота стають самозбуджуються, якщо частота коливань осі вала НГ через дії відцентрової сили $F_{цбн}$ стає рівною власній частоті коливань вертольота на пружному шасі. При коливаннях вертольота збільшуються сили, що розгойдують лопаті в площині обертання, в результаті чого величина відцентрової сили $F_{цбн}$ зростає. Така двостороння зв'язок коливаннями вертольота і коливаннями лопатей призводить до швидкого наростання амплітуди коливань. Це явище і носить назву «земного резонансу». Час розвитку «земного резонансу» становить всього 6 - 7 сек. від початку розгойдування до перекидання. Неприйняття льотчиком заходів або неписьменні дії можуть привести до руйнування НГ і вертольота в цілому.

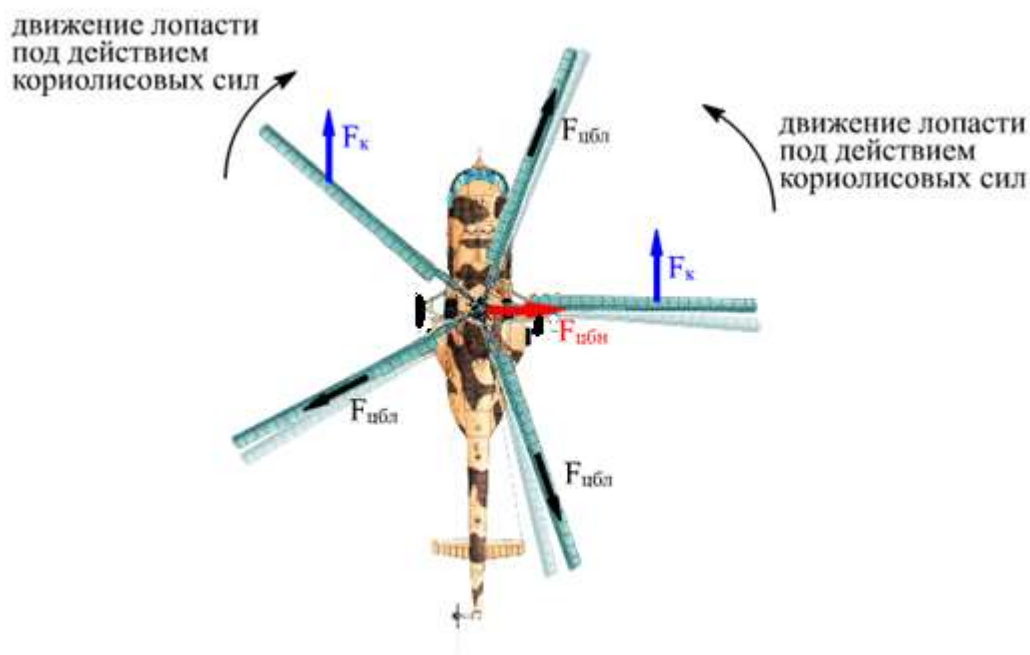


Рис. Схема виникнення неврівноваженою відцентрової сили $F_{цбн}$.

Для усунення земного резонансу в конструкцію втулки введені демпфери вертикальних шарнірів, а в конструкцію шасі - демпфери коливань шасі (їх роль виконують амортизатори). Призначення демпферів - гасити коливання шляхом перекладу в тепло енергії, збудливою коливання.

Вертоліт буде тільки тоді надійно захищений від попадання в земній резонанс, якщо будуть строго дотримуватися правила технічної експлуатації складної коливальної системи, що складається з несучого гвинта і шасі вертольота:

- своєчасне і якісне виконання регламентних робіт по гідродемпферам втулки і амортизаторам шасі;
- дотримання правил зарядки амортизаторів і пневматиків.

В процесі льотної експлуатації слід уникати виходу на режими, що сприяють виникненню коливань:

- по можливості уникати розкрутки гвинта при бічному вітрі;
- не рулити зі швидкістю більше 20 км / год і при вітрі більше 20 м / с, уникати рулювання по нерівному, м'якому ґрунті, що не рулить із загальним кроком гвинта більше 6° і при частоті обертання гвинта менше $95 \pm 2\%$;
- при зльоті з розгоном не допускати швидкості відриву більше 50 - 60 км / год, а при посадці з пробігом - швидкості приземлення більше 40 - 50 км / год, не допускати в цих випадках тривалого руху на великому кроці гвинта;
- при вертикальному зльоті та посадці не утримувати вертоліт довго в підвішеному стані до відриву і після торкання, а також не виконувати тривалого зависання НЕ гранично малій висоті.

У всіх випадках прояви земного резонансу необхідно зменшити або зовсім виключити підведення енергії для продовження коливального процесу:

- на землі при випробуванні двигунів необхідно негайно зменшити до мінімального значення спільний крок і корекцію вивести до упору вліво;
- при русі по землі з поступальною швидкістю - ручку циклічного кроку поставити в нейтральне положення, загальний крок зменшити до мінімального з одночасним виведенням корекції вліво, гальмами коліс погасити швидкість, якщо коливання не припиняються, то вимкнути двигуни.

Слід пам'ятати, що в момент відриву вертольота від землі або при приземленні, коли тяга НГ велика, амортизатори шасі вимикаються з роботи. Зусилля, що діє при цьому на амортизатори, може виявитися менше зусилля його попередньої зарядки, і вертоліт рухається на пневматиках практично без демпфірування. Тому в разі виникнення коливань при зльоті та посадці слід негайно зменшити тягу НГ, щоб завантажити амортизатори. На пробігу через кочення пневматика шасі його бічна жорсткість знижується, що призводить до зменшення частот власних коливань вертольота. При цьому небезпека «земного резонансу» зростає, тому що зменшується запас по частоті обертання НГ. Тому може виявитися, що при певній швидкості пробігу може виникнути «земний резонанс».

4. ВИХРОВЕ КІЛЬЦЕ

Режим «вихрового кільця» відноситься до режимів осьового обтікання НГ. Попадання в цей режим можливо при вертикальному зниженні на швидкості при $V_y = 4$ м/с і більше або зниження з малою поступальною швидкістю, при $V_x = 40$ км/г і менш.

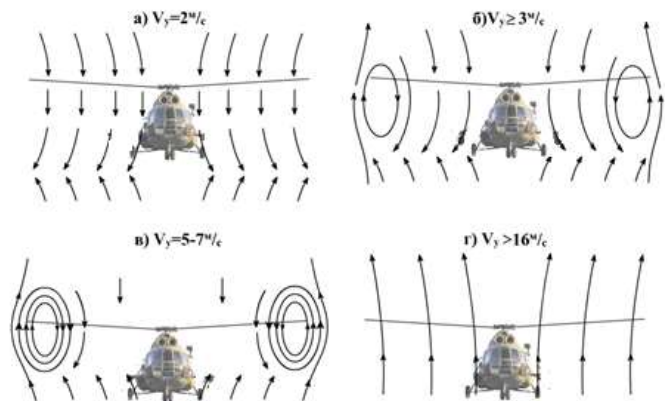
Причина виникнення режиму «вихрового кільця» наступна. У міру збільшення вертикальної швидкості зниження поверхня розтікання струменя $P-P$ (Рис.) все більш наближається до диска гвинта і, нарешті, стає кільцеподібною, тому що індуктивні швидкості в центральній частині диска дуже малі і повітря починає проходити тут від низу до верху, викликаючи при цьому інтенсивне вихрестворення як із зовнішньої, так і в окоренковій частині диска НГ.

Рис. Картина потоку при вертикальному зниженні несучого гвинта

При подальшому зростанні швидкості зниження все більша кількість повітря із струменя за гвинтом включається в цей вихровий рух, виходить над захопленою площею і знову засмоктується гвинтом.

Кільцева поверхня розтікання часом розривається між лопатями, пропускаючи вихори вгору. Тяга НГ різко зменшується, настає режим повного вихрового кільця. Обтікання лопатей в цьому режимі - вихрове, істотно нестаціонарне, що призводить до сильної тряски гвинта і вертольоту, погіршення керованості і підвищеної витрати потужності без утворення достатньої тяги.

Покажемо більш детально момент утворення вихрового кільця. При вертикальному зниженні вертольоту потік повітря, що відкидається гвинтом вниз, збільшує свою швидкість від V_i до $2V_i$ на відстані від несучого гвинта, що дорівнює приблизно $2R$. При подальшому віддаленні від несучого гвинта потік зменшує свою швидкість до швидкості $V/3$ за рахунок «тертя» про зустрічне повітря (рис.).



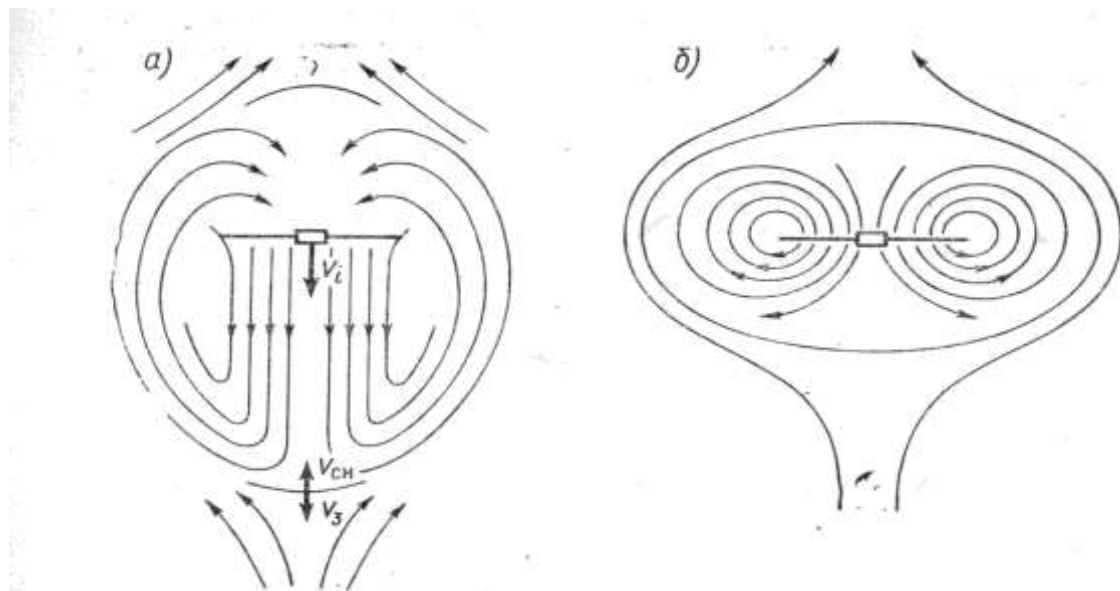


Рис. Створення вихрового кільця.

Якщо швидкість потоку V_3 дорівнює вертикальній швидкості зниження вертольоту $V_{сн}$, то швидкість потоку, що відкидається гвинтом, $V_3 = 0$, т. ч. гвинт як би «доганяє» відкинуте ним повітря. Над гвинтом за рахунок підсосу утворюється «поверхня розділу», де гвинт як би «тікає» від підсмоктуваного повітря з тією ж швидкістю. Значить, утворюються дві поверхні розділу: під гвинтом і над ним. У цих поверхнях потік, що йде від гвинта, повертає і утворює замкнуті вихрі, які на силу тяги майже не впливають, тому що знаходяться далеко від гвинта.

У міру збільшення вертикальної швидкості зниження поверхня розділу, де $V_3 = V_{сн}$ наближається до несучого гвинта. Вихори стають більш інтенсивними і нестійкими. Гвинт витрачає енергію, отриману від двигуна, на обертання цих вихорів. Тяга несучого гвинта різко зменшується, так як з замкнутої вихрової системи (рис.) повітря не викидається. Вертикальна швидкість зниження ще більше збільшується. Вертоліт починає кидати з боку в бік, керувати ним стає важко, з'являється сильна тряска. Цей політ відповідає режиму розвиненого вихрового кільця. Режим вихрового кільця виникає при вертикальному зниженні зі швидкістю понад 4 м/с з працюючими двигунами.

Найбільш ефективним методом виходу з вихрового кільця є перехід несучого гвинта на режим самообертання по похилій траєкторії. Але для цього необхідні достатня висота і відсутність перешкод, тому режим вихрового кільця є небезпечним і його треба уникати.

Як показали польоти на вертольоті Мі-8МТВ, виконання режимів зниження з будь-якими заданими значеннями V_y і $V_x \geq 40$ км / год не становить труднощів. задані значення V_y і $V_{пр}$ витримуються пілотом без істотних відхилень. На менших горизонтальних швидкостях можливості витримування заданого режиму польоту, характер руху органів управління та поведінки вертольоту значно залежать від величини вертикальної швидкості.

при невеликих V_y (До 5 м / с) виконання режимів зниження також не представляє труднощів. Відхилення ручки циклічного кроку і зміна параметрів, що характеризують рух вертольоту, незначні. Керованість вертольоту на таких режимах зниження хороша.

При значеннях V_y , що перевищують 5 м/с, різко погіршується стійкість і керованість вертольоту в поздовжньому і поперечному напрямках, і особливо по каналу висоти. В результаті чого витримувати задані значення V_y і V_x не вдається. Після переводу вертольоту на режим зниження, починаючи з деякого моменту, незважаючи на постійний $\varphi_{ош}$ і навіть деяке збільшення потужності двигунів, V_y продовжує наростати до 16 м / с. Вертоліт як би «провалюється», незважаючи на те, що двигуни працюють на досить високому режимі, що знаходиться між злітним і номінальним. При цьому різко зростають відхилення РУ в обох напрямках і педалей. З'являються кидки вертольоту по крену, тангажу і курсу. Кути крену і тангажу змінюються на величину до 10° . Зазначається також тряска вертольоту з непостійною частотою. Потім після різкого зростання V_y зменшується, проте вона залишається значно більшою, ніж на вихідному режимі практично при одній і тій потужності двигунів.

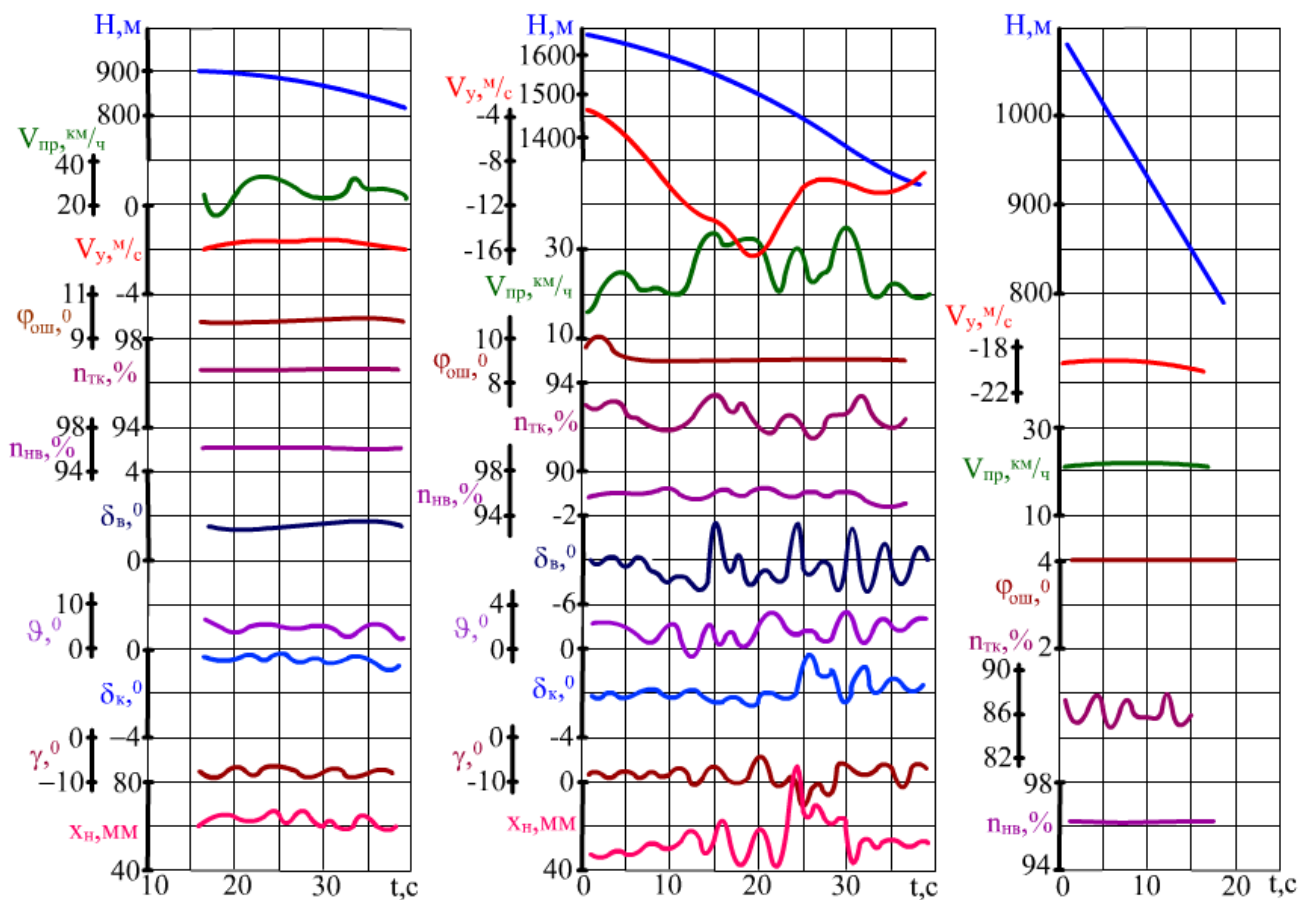


Рис. Зміна основних кінематичних параметрів вертольоту при зниженні з різними вертикальними швидкостями.

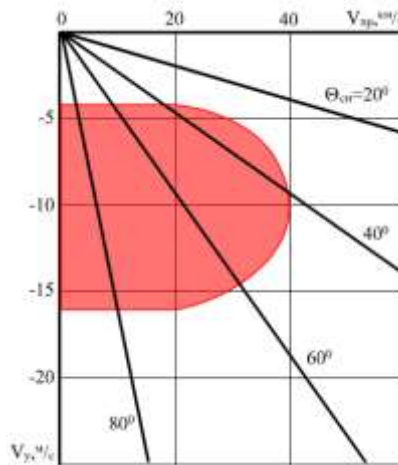
Як впливає з відгуків пілотів, при $V_y > 10 - 12$ м/с стійкість і управління вертольоту по всіх каналах відновлюється, і виконання таких сталих режимів зниження можливо з досить точним витримуванням заданих значень V_y і V_x .

Обмеження вертикальної швидкості зниження при заході на посадку величиною 3 м/с виключає можливість попадання вертольоту в режим «вихрового кільця». Ця небезпека реальна тільки при малих поступальних швидкостях, тобто область режимів польоту з характерними явищами «вихрового

кільця» визначається поєднанням поступальної і вертикальної швидкостей або, що те ж, кутом $\Theta_{\text{сн}}$ зниження вертольоту (рис.).

Рис. Область режимів

Вивод вертольоту зниження на малих через зону вихрового тільки збільшенням $\varphi_{\text{ох}}$ і збереженні вихідної польоту можливий, однак м) запасу висоти, тому що V_y на режимах вихрового потужності двигунів.



«вихрового кільця»

Мі-8МТВ з режимів швидкостях з проходом кільця «знизу вгору» потужності двигунів при горизонтальній швидкості вимагає великого (до 380 вертолїт неохоче зменшує кільця навіть при значній

Виникнення вихрового кільця небезпечно тоді, коли немає запасу висоти, наприклад, при заході на посадку по-вертолїтному (тому на швидкості менше 40 км / год не допускати вертикальної швидкості більше 2 м / с).

Мимовільне збільшення вертикальну швидкість зниження може виникнути при нестачі потужності для горизонтального польоту з малою поступальною швидкістю, тому не слід зменшувати швидкість польоту менше мінімально допустимої для даної висоти польоту. Не слід виконувати польоти з ковзанням на малих швидкостях, а при польотах в бовтанку дотримуватися рекомендованого діапазону 150 - 175 км / ч.

Мимовільне збільшення швидкості на вертикальному зниженні більше 3 м / с необхідно припинити збільшенням загального кроку, якщо ж вертолїт продовжує знижуватися, то відхиленням ручки циклічного кроку вперед перевести вертолїт в поступальний політ.

При попаданні в вихрове кільце при достатньому запасі висоти, коли збільшення загального кроку не дає результату і вихрове кільце розвивається далі, зменшенням загального кроку до мінімального перевести вертолїт в режим самообертання несучого гвинта і після відновлення керованості, збільшивши швидкість до 60 - 70 км / год, перейти до моторного польоту.

5. ПЕРЕОБВАЖНЕННЯ НГ

Під переобважненням 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 переобважнення несучого гвинта на вертолїті Мі-8МТВ:

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

При енергійному взятті кроку переобважнення 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 переобважненні 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 затяжелінням гвинта пом'якшити приземлення.

Для запобігання переобважнення 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.

Переобважнення 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 не введенні вправо корекції. Такий випадок переобважнення 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.